

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ**  
**«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**  
**ІНСТИТУТ АЕРОКОСМІЧНИХ ТЕХНОЛОГІЙ**  
(повна назва інституту/факультету)

**Кафедра систем керування літальними апаратами**  
(повна назва кафедри)

«На правах рукопису»  
УДК 629.735.3

«До захисту допущено»

Завідувач кафедри  
Олександр ЗБРУЦЬКИЙ  
(підпис) (власне ім'я, прізвище)

“ ” 20\_\_ р.

## Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Системи керування літальними апаратами та комплексами»  
(назва)

зі спеціальності 173 «Авіоніка»  
(код та назва спеціальності)

на тему: підвищення надійності квадрокоптера вдосконаленням його системи автоматичного керування

Виконав: студент II курсу, групи АС-91мп  
(шифр групи)

Буренін Андрій Євгенійович  
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Науковий керівник доц. каф. СКЛІА, к.т.н., доц. Нечипоренко О.М.  
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Рецензент професор кафедри АРБ, д.т.н., професор Сухов В.В.  
(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській дисертації немає запозичень з праць інших авторів без відповідних посилань.

Студент \_\_\_\_\_  
(підпис)

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Інститут/факультет аерокосмічних технологій  
(повна назва)

Кафедра систем керування літальними апаратами  
(повна назва)

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) за освітньо-професійною програмою

Спеціальність 173 «Авіоніка»  
(код і назва)

Освітньо-професійна програма Системи керування літальними апаратами  
та комплексами

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Олександр ЗБРУЦЬКИЙ  
(підпис) (власне ім'я, прізвище)

«\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

**ЗАВДАННЯ**

**на магістерську дисертацію студенту**

Буреніну Андрію Євгенійовичу  
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації Підвищення надійності квадрокоптера вдосконаленням його системи автоматичного керування

науковий керівник дисертації Нечипоренко Олена Миколаївна, к.т.н., доцент,  
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «04» грудня 2020 р. № 3455-с

2. Термін подання студентом дисертації 15 грудня 2020 р.

3. Об'єкт дослідження квадрокоптер

4. Предмет дослідження надійність квадрокоптера

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

1) Огляд сучасного стану розвитку підвищення надійності квадрокоптера

2) Призначення квадрокоптера, структурна схема і принцип дії

3) Огляд методів аналізу надійності літального апарату, зокрема квадрокоптерів і вибір методу аналізу надійності

4) Аналіз краш-тестів квадрокоптера

5) Структурна логічна схема надійності квадрокоптера

6) Підвищення надійності квадрокоптера

7) Математична модель надійності та розрахунок показників надійності квадрокоптера за обраним методом

8) Програмне і мікропроцесорне забезпечення аналізу надійності квадрокоптера

6. Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

1) Структурна схема квадрокоптера – 1л. формату А1.

2) Структурна логічна схема і математична модель надійності квадрокоптера – 1л. формату А1.

3) Алгоритм автоматичного керування квадрокоптера – 1л. формату А1.

4) Графіки за результатами розрахунків на надійність – 1л. формату А1.

5) Таблиця ранжування – 1л. формату А1.

6) Резервування контуру керування БПЛА – 1л. формату А1.

7. Орієнтовний перелік публікацій

1) Стаття у фаховому виданні за результатами досліджень.

2) Доповіді на науково-технічних конференціях за темою досліджень.

8. Консультанти розділів дисертації.

| Розділ | Прізвище, ініціали та посада консультанта | Підпис, дата   |                  |
|--------|---|----------------|------------------|
|        |   | завдання видав | завдання прийняв |
|        |   |                |                  |

9. Дата видачі завдання 17 вересня 2019 р.

Календарний план

| № з/п | Назва етапів виконання магістерської дисертації  | Термін виконання етапів магістерської дисертації | Примітка |
|-------|--|--|----------|
| 1     | Огляд сучасного стану розвитку підвищення надійності квадрокоптера   | 24.09.19-14.11.19                                |          |
| 2     | Призначення квадрокоптера, структурна схема і принцип дії. Огляд методів аналізу надійності літального апарату, зокрема квадрокоптерів і вибір методу аналізу надійності | 15.11.19-31.12.19                                |          |
| 3     | Аналіз краш-тестів квадрокоптера   | 01.01.20-31.03.20                                |          |
| 4     | Структурна логічна схема надійності квадрокоптера. Підвищення надійності квадрокоптера   | 01.04.20-20.06.20.                               |          |
| 5     | Математична модель надійності та розрахунок показників надійності квадрокоптера за обраним методом   | 21.06.20-31.07.20                                |          |
| 6     | Програмне і мікропроцесорне забезпечення САК квадрокоптера підвищеної надійності   | 01.08.20-10.11.20                                |          |
| 7     | Оформлення магістерської дисертації та графічного матеріалу  | 11.11.20-08.12.20                                |          |
| 8     | Захист дисертації  | Грудень 2020 р.                                  |          |

Студент

\_\_\_\_\_  
(підпис)

Андрій БУРЕНІН  
(власне ім'я, прізвище)

Науковий керівник дисертації

\_\_\_\_\_  
(підпис)

Олена НЕЧИПОРЕНКО  
(власне ім'я, прізвище)

## РЕФЕРАТ

Предметом дослідження є надійність квадрокоптера та вдосконалення його системи автоматичного керування.

Об'єктом дослідження виступає квадрокоптер.

Мета магістерської дисертації полягає у вдосконаленні системи автоматичного керування (САК) квадрокоптера з точки зору підвищення його функціональної надійності, розробка методу ранжування внутрішніх і зовнішніх факторів, що впливають на функціональну надійність квадрокоптера, де враховано основні джерела відмов і впливів на надійність при розробці його САК, а також на їх основі розробка алгоритму функціонування САК квадрокоптера.

У розробленому методі ранжування за критерій ранжування було обрано величину статистичної оцінки ймовірності безвідмовної роботи кожної складової квадрокоптера.

За розробленим методом ранжування спроектований алгоритм функціонування САК квадрокоптера, який підвищує функціональну надійність САК та квадрокоптера в цілому. Алгоритм представляє собою програмне резервування з точки зору підвищення функціональної надійності САК. Алгоритм включає додаткові програмні дії: при відмові однієї з навігаційних бортових систем, виявленні проблем з бортовим комп'ютером, відключенні в польоті будь-якої з гвинтомоторних груп (використання моделі бікоптера), зникненні сигналу керування з дистанційного пульта при зальоті квадрокоптера за перешкоду, програмне резервування контуру керування, тощо.

Рік виконання дипломної роботи 2020.

Рік захисту роботи 2020.

Ключові слова: квадрокоптер, функціональна надійність, відмова, ранжування, автоматична посадка. Магістерська дисертація містить 103 сторінки, 13 таблиць, 9 рисунків, 20 графіків, список літератури 41 найменування.

## ABSTRACT

The subject of the study is the reliability of the quadcopter and the improvement of its automatic control system. The object of the research is quadcopter. The purpose of the master's dissertation is to improve the automatic control system (ACS) of the quadcopter in terms of increasing its functional reliability, to develop a method of ranking internal and external factors that ensures the functional reliability of the quadcopter, which takes into account the main sources of failures and affects the reliability of its ACS. based on the development of a rational algorithm for the operation of the SAC quadcopter. In the developed ranking method according to the ranking criterion, a large statistical estimate of the probability of failure-free operation of each component of the quadcopter was chosen. According to the developed method of ranking by the designed algorithm of SAC quadcopter operation, which increase the functional reliability of ACS and quadcopter as a whole. The algorithm is a backup program in terms of increasing the functional reliability of ACS. The algorithm includes additional software actions: in case of failure of one of the onboard navigation systems, detection of problems with the onboard computer, disconnection in flight of any of the propeller groups (use of bicopter model), disappearance of control signal from remote control when quadcopter crashes control circuit redundancy, etc.

Year of completion of thesis 2020.

Year of protection of work 2020.

Keywords: quadcopter, functional reliability, failure, ranking, automatic landing.

Thesis contains 103 pages, 13 tables, 9 figures, 20 schedules, list of literature 41 titles.

## ЗМІСТ

|   |    |
|---|----|
| СПИСОК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ.....   | 8  |
| ВСТУП.....  | 9  |
| 1. Огляд сучасного стану розвитку підвищення надійності квадрокоптера....   | 11 |
| 1.1 Огляд літератури.....   | 11 |
| 1.2 Висновки по розділу 1.....  | 24 |
| 2. Призначення квадрокоптера, структурна схема і принцип дії.....   | 25 |
| 2.1 Призначення квадрокоптера і принцип дії .....   | 25 |
| 2.2 Структурна схема.....   | 29 |
| 2.3 Висновки по розділу 2.....  | 31 |
| 3. Огляд методів аналізу надійності літального апарату, зокрема квадрокоптерів і вибір методу аналізу надійності..... | 32 |
| 3.1 Методи аналізу надійності.....  | 32 |
| 3.2 Вибір методу аналізу надійності.....  | 36 |
| 3.3 Висновки по розділу 3.....  | 36 |
| 4. Аналіз краш-тестів квадрокоптера.....  | 37 |
| 4.1 Аналіз факторів впливу на надійність квадрокоптера.....   | 37 |
| 4.2 Розрахунок показників надійності квадрокоптера за обраним методом.....  | 40 |
| 4.3 Висновки по розділу 4 .....   | 52 |
| 5. Структурна логічна схема надійності квадрокоптера.....   | 53 |
| 5.1 Структурна логічна схема надійності квадрокоптера.....  | 53 |
| 5.2 Висновки по розділу 5.....  | 54 |
| 6. Підвищення надійності квадрокоптера.....   | 55 |
| 6.1 Резервування контуру керування БПЛА.....  | 55 |
| 6.2 Ранжування факторів впливу на надійність квадрокоптера .....  | 57 |
| 6.3 Алгоритм автоматичного керування квадрокоптера.....   | 58 |
| 6.4 Висновки по розділу 6.....  | 63 |

|  |     |
|--|-----|
| 7. Математична модель надійності та розрахунок показників надійності квадрокоптера за обраним методом..... | 64  |
| 7.1 Математична модель руху квадрокоптера.....   | 64  |
| 7.2 Керування квадрокоптером при відмові двох гвинтів.....   | 68  |
| 7.2.1 Рішення проблем.....   | 69  |
| 7.2.2 Динаміка.....  | 71  |
| 7.2.3 Від квадрокоптера до бікоптера.....  | 72  |
| 7.2.4 Модель дрейфу для бікоптера.....   | 74  |
| 7.2.5 Керування лінеаризованою моделлю.....  | 74  |
| 7.2.6 Алгоритм керування лінійною системою.....  | 76  |
| 7.2.7 Чисельне моделювання двох законів керування.....   | 78  |
| 7.2.8 Контроль швидкості для бікоптера.....  | 81  |
| 7.2.9 Контроль позиції для бікоптера.....  | 82  |
| 7.2.10 Розряд акумулятора.....   | 83  |
| 7.2.11 Числове моделювання для повної системи.....   | 84  |
| 7.3 Висновки по розділу 7.....   | 87  |
| 8. Програмне і мікропроцесорне забезпечення САК квадрокоптера підвищеної надійності.....                   | 88  |
| 8.1 Висновки по розділу 8.....   | 97  |
| ВИСНОВКИ.....  | 98  |
| Список використаної літератури.....  | 100 |

## Графічна частина

1. Структурна схема квадрокоптера.
2. Структурна логічна схема і математична модель надійності квадрокоптера.
3. Алгоритм автоматичного керування квадрокоптера.
4. Графіки за результатами розрахунків на надійність.
5. Таблиця ранжування.
6. Резервування контуру керування БПЛА.

## СПИСОК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

БПЛА - безпілотний літальний апарат.

ЛА -літальний апарат.

ОК - об'єкт керування.

ТЗ - технічний засіб.

ГМГ - гвинтомоторна група.

ІБР - імовірність безвідмовної роботи.

РОБД - регулятор обертів безколекторного двигуна.

ППТ – приймачів повітряних тисків.

УЗ – ультразвуковий.

ЧПК – числове програмне керування.

ПС – повітряне судно.

САК – система автоматичного керування.

АМП – аерометричні прилади.

ЧЕ – чутливий елемент.

МБПЛА – малі безпілотні літальні апарати.



## ВСТУП

Сучасні технології досягли успіху в сфері розробки безпілотних коптерів, їхнього оснащення та удосконалення характеристик польоту. Важливим і актуальним також є підвищення надійності квадрокоптерів на всіх етапах польоту, що повинно бути враховано вже на етапі їх проектування.

Апаратура, що входить до технічних засобів, для забезпечення відтворення алгоритмів функціонування, повинна бути пристосованою для своєчасного виявлення й усунення відмов, бути надійною.

Область застосування квадрокоптера досить широка. Він може бути використаний як недорогий і ефективний засіб для отримання фото і відео зображень з повітря, в тому числі в поганих погодних умовах. Завдяки тому, що квадрокоптер дистанційно керований літальний апарат, він добре підходить для спостереження і контролю об'єктів і зон, доступ до яких утруднений (наприклад, в разі природних або техногенних катастроф) або в умовах непридатних для людини, таких як підвищений рівень радіації або сильне забруднення повітря.

В ході дисертаційного дослідження для аналізу надійності був проведений огляд сучасного стану розвитку підвищення надійності квадрокоптера, для детального вивчення теми та виявлення дієвих методів підвищення надійності. Розглянуто структуру схему і принцип дії квадрокоптера. Було розглянуто методи аналізу надійності квадрокоптерів і зроблено вибір методу аналізу надійності. Було проведено ранжування за зібраними даними про краш-тести квадрокоптерів. Побудована структурна логічна схема надійності квадрокоптера. Проведено розрахунки за даними таблиці ранжування для підвищення надійності квадрокоптера. Розглянута математична модель надійності та проведено розрахунок показників надійності квадрокоптера за обраним методом. Розроблено програмне і мікропроцесорне забезпечення аналізу надійності квадрокоптера.

**Мета роботи:** вдосконалення САК квадрокоптера з точки зору підвищення його функціональної надійності, розробка методу ранжування внутрішніх і зовнішніх факторів, що впливають на функціональну надійність квадрокоптера, врахування основних джерел відмов і впливів на надійність при розробці його САК і на їх основі спроектувати алгоритм функціонування САК квадрокоптера в цілому шляхом використання *програмного* резервування за розробленим алгоритмом і підбору більш якісних з точки зору надійності елементів САК.

# **1. Огляд сучасного стану розвитку підвищення надійності квадрокоптера**

## **1.1 Огляд літератури**

**Постановка проблеми.** Прискорений розвиток технологій та попиту обумовлює поширене використання коптерів. Однак в процесі більш детального огляду безпілотних літальних апаратів типу мультикоптери (квадрокоптери, коптери), спостерігається ряд невирішених проблемних питань. Відповідно з метою дослідження і визначення наукових напрацювань вітчизняних та зарубіжних авторів, вважаю за доцільне провести огляд літератури з питань надійності квадрокоптера та вдосконалення його автопілота.

**Аналіз останніх досліджень та публікацій.** Дослідженням та висвітленням актуальних питань в сфері надійності коптерів присвячено праці таких вітчизняних та зарубіжних вчених та науковців, як Ермаченков Д.И., Фазли Тамаш Гуль Карим, Петренко Е.О., Петров В.Ф., Барунин А.А., Терентьев А.И. та інших. Проте більшість розглянутих питань авторами стосується надійності механічної частини, що вказує на недостатній рівень дослідження проблем вдосконалення його системи автоматичного керування з точки зору надійності.

Почнемо з огляду досліджень та публікацій за ключовими словами “надійність”, “квадрокоптер”, “відмова”, “автопілот”, “бікоптер”.

В джерелах з [1] по [7] є теоретичні відомості що до самого коптера, як він проектується, з чого складається та як створити програмне забезпечення для нього.

### **Теорія польоту**

В теорії польоту (аеродинаміці) прийнято виділяти три кути (або три осі обертання), які задають орієнтацію і напрям вектора руху літального апарату.

Простіше кажучи, літальний апарат кудись «дивиться» і кудись рухається. Причому рухатися він може не туди, куди «дивиться». Навіть літаки в польоті мають якусь складову «знесення», яка веде їх від курсового напрямку. А вертольоти взагалі можуть літати боком.

Три ці кута прийнято називати крен, тангаж і рискання. Крен - це поворот апарату навколо його поздовжньої осі (осі, яка проходить від носа до хвоста). Тангаж - це поворот навколо його поперечної осі (куняє, задирає хвіст). Рискання (нишпорення) - поворот навколо вертикальної осі, найбільше схожий на поворот в «наземному» розумінні.

У класичній схемі вертольота основний гвинт за допомогою автомата перекошу лопатей управляє креном і тангажем. Так як основний гвинт має ненульовий опір повітря, у вертольоту виникає крутий момент, спрямований у бік, протилежний обертанню гвинта, і, щоб його компенсувати, у вертольота є хвостовий гвинт. Змінюючи продуктивність хвостового гвинта (оборотами або кроком), класичний вертоліт управляє своїм рисканням. У нашому ж випадку все складніше. У квадрокоптера є чотири гвинти, два з них обертаються за годинниковою стрілкою, два - проти годинникової. У більшості конфігурацій використовуються гвинти з незмінним кроком і управляти можна тільки їх оборотами. Якщо вони всі будуть обертатися з однаковою швидкістю, то вони компенсують один одного: нишпорення (рискання), крен і тангаж будуть нульовими.

### **Бортовий комп'ютер і сенсори**

Трьохосьовий гіроскоп дозволяє утримувати коптер під певним кутом і стоїть у всіх польотних контролерах;

- трьохосьовий акселерометр допомагає визначити положення коптера щодо землі і вирівняти його паралельно горизонту (комфортний політ);
- барометричний висотомір (барометр) дає можливість утримувати апарат на певній висоті. На показання цього датчика дуже сильно впливають

потоки повітря від пропелерів, тому варто ховати його під шматок поролону або губки;

- компас (магнітометр) і GPS разом додають такі функції, як утримання курсу, утримання позиції, повернення на точку старту і виконання маршрутних завдань (автономний політ). До установки компаса варто підійти уважно, так як на його показання сильно впливають розташовані поруч металеві об'єкти чи силові дроти, через що польотний контролер («мізки» квадрокоптера) не зможуть визначити вірний напрямок руху;
- сонар або УЗ-далекомір використовується для більш точного утримання висоти і автономної посадки;
- оптичний сенсор від мишки використовується для утримання позиції на малих висотах;
- датчики струму визначають заряд акумулятора і можуть активувати функції повернення на точку старту або приземлення.

У статті [8] автори відзначають актуальну проблему віддаленого моніторингу об'єктів без безпосередньої участі людини. В цій роботі розглядаються існуючі реалізації конструкцій квадрокоптера, а також здійснюється розробка рами такого безпілотного літального апарату з урахуванням співвідношення міцність-вага і зручність розширення. Проводиться порівняльний розрахунок міцності з обґрунтованим вибором відповідного матеріалу, розробляється технологія виготовлення. Був проведений аналіз різних матеріалів на придатність використання їх в якості матеріалу рами. Потім була спроектована конструкція самої рами, придатна для розширення переліку застосовуваної апаратури. Після цього був проведений розрахунок на міцність розробленої конструкції в найгірших можливих умовах. Розрахунок проводився з кожним з розглянутих раніше матеріалів і обґрунтував вибір склотекстолітів як основного матеріалу конструкції. Коефіцієнт запасу до початку пластичних деформацій для даного матеріалу склав 6,95.

Після цього в статті була висвітлена розробка технології виготовлення деталей конструкції. В якості технологічного методу було вибрано різання, а саме розкрій листової заготовки склотекстоліту на фрезерному верстаті з ЧПК. Було проведено визначення режимів різання графічним методом по номограмі, а також розроблені траєкторії руху ріжучого інструменту і написана керуюча програма для верстата з ЧПК. Її код був перевірений в віртуальному симуляторі і використаний безпосередньо на виробництві для виготовлення реальних деталей прототипу рами квадрокоптера.

У дослідженні [9] наводяться результати вивчення основних закономірностей руху квадрокоптера та математична модель, що описує просторовий рух коптера, представлене математичне моделювання, в результаті якого вдалося отримати параметри САК, що забезпечують рух центру мас і орієнтацію квадрокоптера в залежності від кута повороту  $\alpha_1$ ,  $\alpha_3$ , керуючих параметрів керуючого впливу і блоку прийняття рішень. Так, при  $\alpha_1 = \alpha_3 = 900$  спостерігається рух квадрокоптера в зоні від'ємних значень осей  $Ox$ , пов'язаний з інерційними складовими, стабільна підтримка заданої висоти (вісь  $Oz$ ), а також незначний розворот корпусу квадрокоптера і подальше його вирівнювання.

У навчальному посібнику [10] викладено відомості з теорії надійності технічних об'єктів та систем, зокрема літальних апаратів, описано методи визначення і підвищення показників надійності на основі сучасних світових стандартів. Подано математичний апарат для статистичного та ймовірнісного оцінювання надійності літальних апаратів, розглянуто як невідновлювані, так і відновлювані об'єкти, надійність об'єктів при параметричних відмовах, ймовірнісно-фізичні моделі відмов. Висвітлено методи структурного резервування, синтезу високонадійних складних технічних систем.

В електронному ресурсі [11] викладені результати технічних відмови квадрокоптера з детальним описом, що дає змогу скласти статистику відмов елементів коптера, розрахувати ймовірності відмов кожної складової і

кожного елементу коптера, проаналізувати отримані статистичні оцінки показників безвідмовності і визначити надійність системи керування (автопілоту).

В статтях з [12], [13] пояснений важливий взаємозв'язок між системою автоматичного керування та її інтеграцією на безпілотні літальні апарати. Детально описується технічна складова дрона, а також взаємозв'язок між кожною ланкою технічного засобу автоматизації. Наведено приклад програмного забезпечення, через яке здійснюється керування безпілотним літальним апаратом.

В [14] розроблено і подано математичну модель і алгоритм керування квадрокоптера, які були реалізовані при моделюванні в режимі реального часу. Результати моделювання показують ефективність і стабільність ПІД-регулятора, які дозволяють управляти траєкторією і висотою польоту квадрокоптера. В [14] представлена система автоматичного керування квадрокоптера на основі системи адаптивного керування, завдання якої полягає в тому, щоб забезпечувати рух апарату за заданим маршрутом і управляти стабілізацією апарату в повітрі в горизонтальному або в заданому кутовому положенні шляхом подачі керуючих сигналів на двигуни.

В ресурсах [15], [16] визначено основні види відмов і несправностей приймачів повітряних тисків і аерометричних приладів, виявлені причини їх виникнення. Наведено результати аналізу впливу цих несправностей на безпеку польотів. Описується, чому квадрокоптер може втратити керуючий сигнал, наслідки втрати керування, представлений алгоритм посадки при втраті керуючого сигналу. Вимірювання барометричної висоти, повітряної швидкості і числа Маха польоту здійснюється за допомогою системи приймачів повітряних тисків (ППТ), яка складається з безпосередньо приймачів, з'єднаних з пневматичними системами статичного і повного тиску повітря. Пневматичні системи повного і статичного тиску включають в себе з'єднані між собою трубопроводи, шланги, дюріти, розгалужувачі, влагостійкі

крани, пневмоперемикачі та інші елементи, наявність або відсутність яких визначається конкретним типом ППТ і ПС, на якому ППТ встановлюється. Система статичного тиску ППТ сприймає статичний тиск повітря, в місці розташування приймача на повітряному судні (ПС), і передає його по пневматичній системі до аерометричних приладів (АМП), що вимірюють барометричну висоту (висотоміру) і вертикальну швидкість польоту (варіометру). Система повного тиску сприймає тиск набігаючого, адіабатично загальмованого потоку повітря і передає АМП, що вимірює повітряну (приладову і справжню) швидкість і число Маху польоту.

Основною причиною підвищення похибок в процесі експлуатації є відхилення від встановлених в нормативно-технічній та конструкторській документації характеристик ЧЕ приладів. В процесі експлуатації відбувається природне старіння і знос манометричних і анероїдних коробок, в наслідок чого з'являється їх гістерезис і післядія, мікротріщини і течі. Крім того, на підвищення похибок АМП впливає збільшення тертя в осях передавально-розмножувальних механізмах і відхилення їх характеристик від розрахункових, вплив перевантажень, розбалансування механізмів. Відмови електронних і (або) електричних елементів обчислювачів і перетворювачів АМП, порушення (обрив) систем їх електропостачання призводять до повного припинення їх працездатності, а отже і запису вимірюваних ними параметрів польоту в бортових пристроях реєстрації, що однозначно виявляється після кожного вильоту ПС при проведенні об'єктивного контролю без спеціального алгоритмічного забезпечення. Відхилення від норми при експлуатації складають 4 % ... 3 %, куди входять відмови або пошкодження ППТ і АМП, що виникли при обставинах, не пов'язаних з процесом їх технічної експлуатації або використанням за призначенням.

У статті [17] ознайомився з поняттями: квадрокоптер і принцип польоту, кути тангажу, крену, ристання, газ, газ висіння, режим польоту stabilize, польотний контролер, гіроскоп, акселерометр, регулятор швидкості, ШИМ,



калібрування регуляторів, калібрування радіо, бортовий приймач, інтерфейс налаштування польотного контролера, стан armed / disarmed, автодизарм.

У статтях [18] [19] вирішено проблему підвищення надійності системи керування квадрокоптером шляхом впровадження динамічного спостерігача. Ця проблема ретельно проаналізована для алгоритму керування рухом по осі  $y$ . Очевидно, що подібний підхід можна використовувати для керування рухом по осі  $x$ . Таке твердження проблеми, процедура, що використовується для вибору вигоди, є нетрадиційною. Вирішена задача синтезу оптимального зворотного контролера. На прикладі показано, що динамічні характеристики закритої системи з динамічними спостерігачами майже не відрізняються від характеристик системи без динамічних спостерігачів.

Стаття [20] присвячена розробці нового логістичного підходу, заснованого на надійності та оцінці технічного обслуговування з кінцевою метою встановлення більш ефективного інтервалу для заходів з технічного обслуговування безпілотних літальних апаратів (БПЛА). У першій частині розроблено архітектурну філософію для отримання більш детальної оцінки надійності; потім, вивчено внутрішню надійність на етапі проектування, щоб уникнути серйозних критичних проблем у БПЛА. У другій частині порівняно різні філософії технічного обслуговування БПЛА та розроблено концепції профілактичного та коригуючого обслуговування, які розглядають систему, яка зазнала часткового спаду продуктивності. Нарешті, шляхом оцінки невизначеності через інтервал довіри визначено нові межі відмов з урахуванням загальних знань про системи та підсистеми, щоб гарантувати належну профілактику інтервалу обслуговування.

Дисертації [21] [22] досліджують існуючі методи керування надійністю та вдосконалення, та описують, як вони можуть застосовуватися до малих безпілотних літальних апаратів (МБПЛА) – Small Unmanned Aerial Vehicle (SUAV). Наразі ці транспортні засоби ненадійні та не мають засобів або

системи для підвищення їх надійності. Вибір цих систем, в свою чергу, визначає вимоги до збору даних для SUAV.

Дисертація [23] була зосереджена на дослідженні квадротора. Проведено моделювання динамічної системи та оцінка алгоритму керування. Для моделювання динамічної системи використовувалися формули Ньютона-Ейлера. Особливу увагу було приділено блоку, що складається з двигуна постійного струму. Порівняно алгоритми ПД-регуляторів. Тести на першому етапі виконувалися на імітованій моделі, де було легко оцінити ефективність за допомогою математичного підходу. Випробування другого етапу проводилися на квадроторі для оцінки поведінки реальної системи. Розроблено симулятор на базі MatlabSimulink. За допомогою цієї програми можна було перевірити точність моделі та надійність алгоритмів керування. Крім того, інтерфейс джойстика полегшив перевірку та спостережуваність системи. Електроніка складалася з блоку керування, що взаємодіє з декількома пристроями: джерелом живлення, приймачем, платою живлення постійного струму, блоком інерційних вимірювань, SONAR. Завдяки цим пристроям та програмному забезпеченню блока керування, можливі як керовані, так і автономні польоти.

У роботі [24] розглянуто кілька загальних алгоритмів керування, які використовувались на квадрокоптерах. Для досягнення найкращої продуктивності зазвичай потрібні гібридні схеми керування, які мають найкраще поєднання надійності, пристосованості, оптимальності, простоти, здатності до відстеження, швидкої реакції, відхилення від перешкод та інших факторів. Однак такі гібридні системи не гарантують високої продуктивності; отже, компроміс можна знайти для будь-якого додаткового контролю, який із факторів буде найбільш доцільним. Спроектований квадатор повинен мати такі важливі характеристики: висока витривалість, низький рівень шуму, висока спритність, велика швидкість.

У роботі [25] пропонується схема автономного усунення несправностей виконавчого механізму в літальному апараті. Запропоновано механізм самовідновлення, який розширює можливості роботи квадатороторної системи при наявності несправностей. Розроблене рішення враховує керування органом керування шляхом включення моделі приводу після несправності.

У статті [26] досліджується проблема керування квадатором, що зазнав несправності ротора. Виводиться нелінійна математична модель для квадатора. Використовується лінеаризація зворотного зв'язку для розробки контролера, завдання якого полягає в тому, щоб змусити транспортний засіб досягати постійної кутової швидкості, обертаючись навколо своєї вертикальної осі, зберігаючи при цьому нульові кутові швидкості навколо іншої осі. Ці умови можуть бути використані для проектування другого контуру керування, який використовується для виконання наступної траєкторії. Запропонована в статті архітектура подвійного контуру керування дозволяє транспортному засобу виконувати як задану траєкторію руху, так і керування нахилом / креном, коли присутня несправність ротора.

У роботі [27] описані технічні проблеми та результати трирічного європейського проекту під назвою SFLY (Swarm of Micro Flying Robots<sup>1</sup>), який присвячений реалізації системи безлічі літаючих мікро роботів, здатних до автономної роботи, їх навігація, 3D-відображення та оптимальне покриття за відмовою в GPS середовищах. БПЛА SFLY не використовують дистанційне керування, радіомаяки, або системи фіксації руху, а можуть літати самі по собі, використовуючи лише вбудовану камеру та інерціальні вимірювальні модулі. Ця стаття описує основні внески SFLY, від апаратного дизайну та вбудованого програмування, до базованої навігації та картографування. Перший внесок – це розробка нового гексакоптера, оснащеного достатньою обчислювальною потужністю для бортового комп'ютерного зору. Другий внесок - розробка модуля локальної навігації на основі монокулярного SLAM, який працює в реальному часі на борту БПЛА. Вихід монокулярного SLAM з'єднаний з

інерційними вимірюваннями і використовується для стабілізації та контролю БПЛА локально, без будь-якого зв'язку з наземною станцією. Третій вклад - це офлайн-процес щільного відображення, який об'єднує окремі карти кожного БПЛА в єдину глобальну карту і служить вхідним сигналом для глобального навігаційного модуля. Нарешті, четвертий внесок - когнітивна, адаптивна оптимізація алгоритму для обчислення позицій БПЛА, що дозволяє оптимальне охоплення спостережуваної території.

Стаття [28] розглядає відмовостійкість керування восьмироторним безпілотним повітряним судном, у ній пропонується схема розподілу керування. Конфігурація восьми роторів забезпечує резервування виконавчого механізму для забезпечення безпечної роботи в разі несправності ротора / двигуна. Автономний контролер використовується для формування загальної тяги та моменту. Пропонується каскадний зворотний метод керування для розподілу команд контролера на виконавчі механізми, одночасно забезпечуючи відсутність насичення виконавчого механізму. Якщо у транспортному засобі сталася відмова ротора, схема перерозподіляє команди для підтримки стійкості та працездатності транспортного засобу. Поки не відбувається насичення приводу, реакція БПЛА однакова при роботі з усіма двигунами. Реакція БПЛА на декілька комбінацій повних несправностей (відмов) приводу досліджується за допомогою моделювання і показано, що запропонований спосіб здатний підтримувати контроль після відмови ротора до чотирьох приводів. Контролер незмінний, а реакція БПЛА на команди однакова, поки не відбудеться насичення двигуна.

Стаття [29] досліджує оцінку рухомого горизонту та фільтрацію Калмана, як два методи оцінки нелінійних параметрів. Формулюється структура для інтеграції оцінювача несправностей на основі оцінки рухомого горизонту та фільтра Калмана з інтерфейсним модулем для формування активної системи стійкого до відмов керування для систем з нелінійною

обмеженою динамікою. Вимоги до продуктивності та обчислень обох алгоритмів також досліджувалися.

Робота [30] пропонує стратегію планування / перепланування траєкторії польоту для квадаторного безпілотного літального апарату (БПЛА). У номінальній ситуації мета полягає в тому, щоб перевести систему з початкового положення в кінцеве, не вражаючи обмежувачів приводу, мінімізуючи загальний час місії або мінімізуючи загальну витрачену енергію. Коли виникають несправності виконавчого механізму, відмовостійке керування поєднується з переплануванням траєкторії для зміни опорної траєкторії в залежності від решти ресурсів у системі. Цей підхід використовує диференціальну рівність для вираження вхідних даних керування, що застосовуються у функції бажаних траєкторій, і формулює проблему планування / перепланування траєкторії як обмежену задачу оптимізації.

Стаття [31] - це огляд існуючих робіт з виявлення та діагностики несправностей та контролю стійкості до несправностей для безпілотних систем роторкرافта. Розглянуті несправності включають відмови виконавчого механізму та датчика для одно- та багатороторних систем. У другій частині представлені кілька методів діагностики несправностей та відмов, а також контролю стійкості до відмов, розроблених нещодавно в лабораторії мережних автономних транспортних засобів Університету Конкордія. Методи докладно описані разом із експериментальним дослідженням квадаторатора на нещодавно розробленому випробувальному полігоні.

У роботі [32] представлена оригінальна конфігурація невеликого повітряного судна на базі трьох роторів із гвинтами з фіксованим кутом. Описано процес формування векторів керування та представлено детальне математичне моделювання динаміки польоту літака. Також запропоновано стратегію керування повною стабілізацією трироторного коптера, враховуючи деякі реальні обмеження, характерні для малих БПЛА. Синтезований

контролер простий і забезпечує хорошу продуктивність, як це продемонстровано в моделюванні та експериментах в режимі реального часу. Також розроблено корисну платформу на основі Simulink для цілей керування в режимі реального часу.

Стаття [33] пропонує конфігурацію з трьома роторами, яка називається Delta1, що включає певні структурні переваги для покращення стабілізації польоту. Запропонований літальний апарат забезпечує надійну маневреність незважаючи на зменшену кількість роторів. Що стосується контролю, розроблена стратегія керування для стабілізації польоту дельта-вертольоту за наявності динамічного зчеплення та несприятливих ефектів від пропелера (крутні моменти гіроскопічного та лобового опору). Більше того, отриманий алгоритм простий для вбудованих цілей.

У роботі [34] в основному йдеться про новий тип системи триротор, яка використовується для аналізу моделі БПЛА з трьома входами. Запропонована модель триротора володіє лише трьома входами, а це означає, що вона не має жодного іншого вводу, такого як сервомотори, як у інших моделей триротора. На основі кутів Ейлера виведені два нелінійних рівняння стану: кут і кватерніон відповідно.

Стаття [35] розглядає монокоптер із зменшеною видимістю - це однокрилий роторкрафт, який пов'язаний з концепцією невидимості завдяки стійкості зору.

У роботі [36] представлені періодичні рішення для системи керування квадрокоптера, що підтримує висоту позиції в просторі, незважаючи на втрату одного, двох протилежних або трьох гвинтів. У кожному випадку стратегія керування складається з обертання квадрокоптера навколо первинної осі, закріпленої відносно транспортного засобу, і нахилу цієї осі для поступального керування. Виведено лінійний, незмінний за часом, опис відхилень від рівноваги, а також відношення, що дозволяють створити зручну

каскадну конструкцію керування. Результати випадків втрати одного чи двох гвинтів перевіряються в експерименті, тоді як випадок втрати трьох гвинтів перевіряється в нелінійному моделюванні. Ці результати застосовуються в мультикоптерних конструкціях, стійких до відмов і несправностей, а також вказують на можливі напрямки проектування нових літальних апаратів.

Лекції [37] розповідають про лінійні динамічні системи, оптимальне керування і динамічне програмування; лінійно-квадратичний регулятор, теорію і методи Ляпунова, нестійкі і періодичні системи, теорію реалізації, лінійну оцінку і фільтр Калмана. Представлені приклади і застосування цифрових фільтрів, схем, систем обробки сигналів і керування.

У роботі [38] передбачається, що несправність одного з гвинтів квадрокоптера вже виявлена, і контролер переведений на режим аварійної посадки. Запропонований тут підхід передбачає вимкнення гвинта, розташованого на тій самій осі квадротора, де розташований зламаний двигун. Таким чином, результуюча конфігурація являє собою біротор з фіксованими гвинтами. Було доведено, що кожна точка 3D-декартового простору може бути досягнута при використанні системи «біротор», в якому немає можливості контролю кута повороту: будь-яку траєкторію аварійної посадки може бути відстежено. Контроль розроблений із використанням контролера на основі ПД-регулятора, де зв'язок між внутрішніми та зовнішніми контурами керування враховується в доказі стабільності.

У дослідженні [39] представлено системи керування зворотним зв'язком з експериментами на міні-безпілотах.

Дисертація [40] більш конкретно зосереджена на загальній проблемі автоматичного керування повітряними суднами, зокрема, вертикального зльоту та посадки транспортних засобів. Внесок цієї роботи подвійний. По-перше, ця робота встановлює основи загального підходу до керування для великої родини тягових двигунів з деформацією транспортних засобів з метою

стабілізації опорних траєкторій за напрямом тяги, швидкістю або положення. Основне припущення моделювання полягає в тому, що транспортний засіб рухається через тягу зусилля вздовж одного фіксованого на кузові напрямку і що він має повний крутний момент для спрацьовування контролю. Мотивована проблемами стійкості, пропонується нова нелінійна техніка інтегратора, яка дозволяє компенсувати помилки моделювання та надійно працювати проти зовнішніх збурень. По-друге, пропонується два нові алгоритми оцінки стану, засновані на вимірюваннях, що здійснюються за допомогою GPS та IMU, встановлених на БПЛА. Запропоновані методи використовують вимірювання лінійної швидкості для оцінки прискорення транспортних засобів та значно покращують точність передбачуваного стану, особливо у разі значних прискорень.

У роботі [41] розроблена методологія адаптації для пошуку мінімально можливого значення керування на основі оцінок, так званого, еквівалентного керування за допомогою фільтра низьких частот. Він базується на прямих вимірах так званого еквівалентного керування за допомогою фільтра низьких частот першого порядку. Застосування цієї методології до керування Super-Twist дозволяє зменшити величину дії керування до мінімально можливого значення.

## **1.2 Висновки по розділу 1**

У даному розділі представлено результати аналізу останніх досліджень та публікацій, огляд сучасного стану розвитку підвищення надійності квадрокоптера.

На основі цього огляду і аналізу були проведені подальші роботи по підвищенню надійності квадрокоптера та його САК, і розробці методу ранжування внутрішніх і зовнішніх факторів впливу на надійність квадрокоптера для вдосконалення його САК.



## **2. Призначення квадрокоптера, структурна схема і принцип дії**

### **2.1 Принцип дії квадрокоптера**

Квадрокоптер є окремим видом мультикоптера - багатороторних пристроїв, які тримаються в повітрі, управляються і переміщаються тільки за рахунок несучих пропелерів. У цьому мультикоптери схожі з вертольотами. Для простоти і стислості в повсякденній мові мультикоптер часто називають просто коптерами.

Квадрокоптер є безпілотним літальним апаратом (БПЛА). Він являє собою платформу з чотирма роторами, одна пара яких обертається за годинниковою стрілкою, інша - проти годинникової стрілки. У порівнянні з БПЛА вертолітного типу з несучим і рульовим гвинтами, квадрокоптера мають ряд переваг, таких як: надійність і простота конструкції, більша стабільність, компактність і маневреність, мала злітна маса при істотній масі корисного навантаження.

Квадрокоптер як складний технічний об'єкт представляє собою апаратно-програмний комплекс, що містить:

1. Алгоритми керування.
2. Технічні засоби.
3. Методи і засоби інформаційного й програмного забезпечення, об'єднанні для виконання завдань функціонування.

Класичний квадрокоптер є хрестоподібну раму, на кінцях променів якої вертикально закріплені мотори (рис. 1).

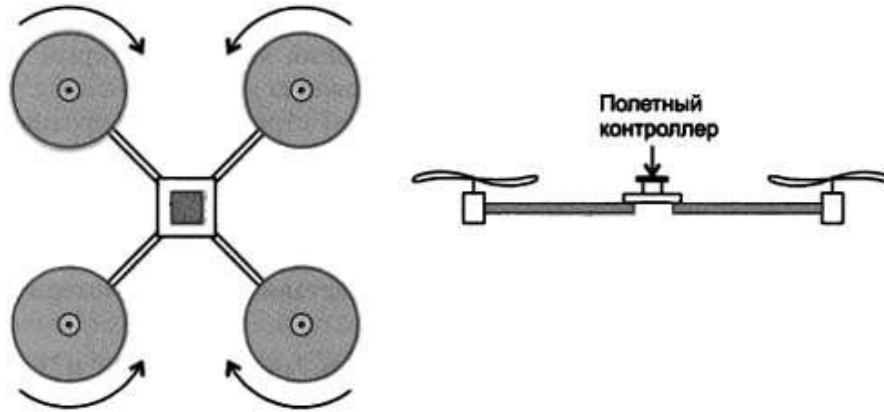


Рис. 1. Схема конструкції найпростішого квадрокоптера

Повітряні гвинти, розташовані на діагональних променях рами, створюють сумарну вертикальну тягу. Синхронно регулюючи обороти двигунів, можна змусити квадрокоптер підніматися вгору, зависати або опускатися. Якщо змінити обороти моторів нерівномірно, то квадрокоптер відхилиться від горизонтального положення і полетить у бік відхилення. Наприклад, при збільшенні оборотів двох задніх моторів його задня частина підніметься і квадрокоптер полетить вперед. За рахунок нерівномірного зміни оборотів всіх моторів квадрокоптер здатний летіти в довільному напрямку.

Очевидно, що при нахилі рами за рахунок появи горизонтальної складової вектора тяги  $V_x$  зменшиться вертикальна складова  $V_y$  і квадрокоптер почне втрачати висоту. Це явище іноді називають "зісковзуванням", тому що коптер починає рухатися вниз по діагональній траєкторії (рис. 2), немов ковзаючи по схилу. Тому для підтримки висоти при нахилі квадрокоптера обороти всіх моторів повинні зрости на якусь однакову компенсуючу величину.

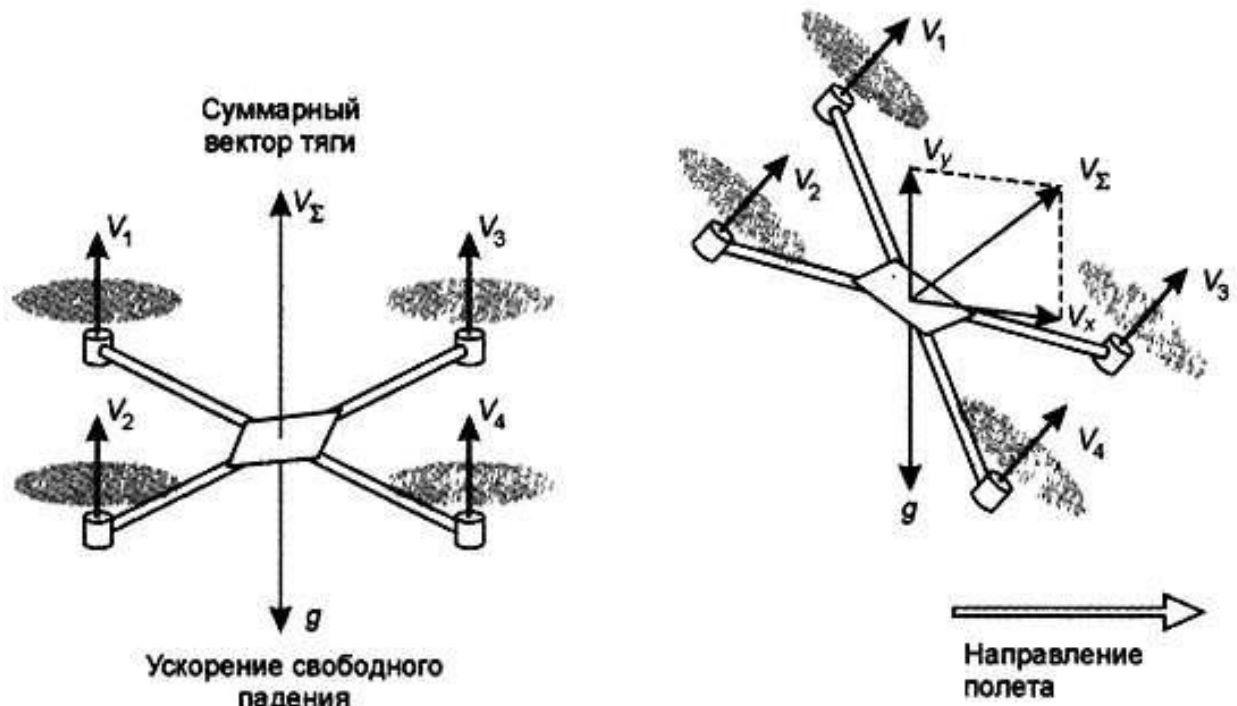


Рис. 2. Векторы тяги квадрокоптера

Обертові гвинти створюють реактивний крутний момент, який намагається розгорнути квадрокоптер в сторону, протилежну обертанню гвинта. Тому в квадрокоптера два гвинти обертаються за годинниковою стрілкою і два проти годинникової стрілки, взаємно врівноважуючи реактивні моменти. Якщо збільшити обороти двигунів, що обертаються за годинниковою стрілкою, і в рівній мірі зменшити обороти у обертових проти годинникової стрілки, то сумарна вертикальна тяга не зміниться, проте реактивний момент розкомпенсується, і рама почне повертатися проти годинникової стрілки. Аналогічно можна змусити квадрокоптер повертатися за годинниковою стрілкою.

Кутові відхилення по осях слід було б називати "тангажу", "крен" і "нишпорення", але на практиці прижилися англomовні терміни, які читачеві слід запам'ятати: **Pitch** (нахил вперед-назад), **Roll** (нахил вправо-вліво), **Yaw** (обертання в горизонтальній площині) і **Throttle** (загальний газ) - рис. 3.

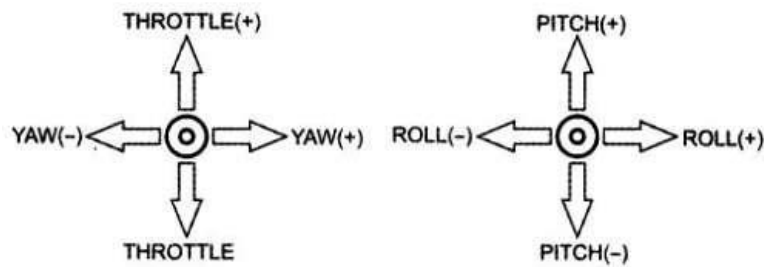


Рис. 3. Відповідність відхилень коптера важелям на пульті керування

Оборотами моторів в режимі реального часу керує спеціальна обчислювальна система на основі досить швидкодіючого мікроконтролера, так званий польотний контролер. Він постійно опитує вбудовані гіроскопи, акселерометри, барометр, сигнали від приймача радіокерування і на основі отриманих даних розраховує керуючі сигнали для кожного мотора окремо.

Квадрокоптер, який будемо використовувати в дослідженні, складається з рами F450 з чотирма променями, які кріпляться за допомогою гвинтів та посадочних ніг до неї, які теж кріпляться на гвинти.



Рис. 4. Квадрокоптер, який розглядається в проєкті

Вага коптера складає 400 г., матеріал з якого він зроблений – пластик, вантажопідйомність сягає 1 кілограму, що є добре за таких малих розмірів.

## 2.2 Структурна схема

Структурна схема квадрокоптера представлена на рис. 5.

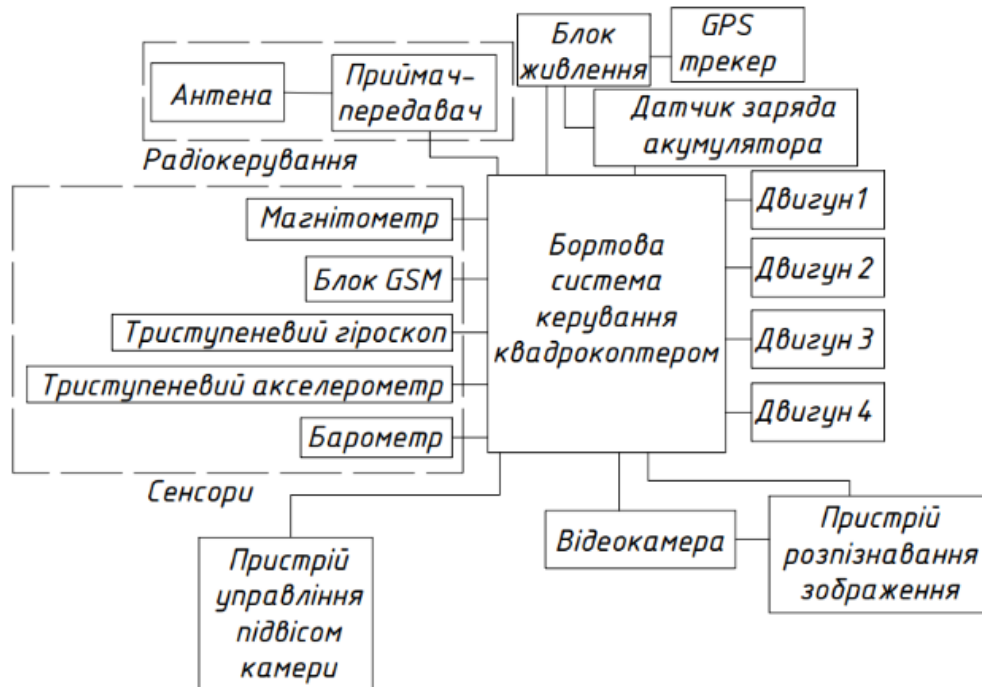


Рис. 5. Структурна схема квадрокоптера

Структурна схема квадрокоптера складається з пульта радіо керування, передатчика, приймача, політного контролера, автомата керування кутовим положенням, механічної частини квадрокоптера, автомата керування центром мас квадрокоптера, інерційно-вимірювального модуля (ІВМ) (включає в себе акселерометр та датчик кутових швидкостей (ДКШ)), навігаційної системи визначення місцеположення, чотирьох регуляторів обертів безколекторного двигуна, чотирьох двигунів і чотирьох пропелерів.

Система працює наступним чином — за допомогою пульта радіо керування пілот задає кути відхилення по крену  $\gamma_3$ , тангажу  $\vartheta_3$ , роланню  $\psi_3$ , а також сумарну тягу квадрокоптера  $R_3$ . Сигнали з заданими значеннями перетворюються в електричний сигнал, потім кодується і потрапляють до передатчика, де відбувається процес фазово-імпульсної модуляції, потім

сигнали йдуть на генератор частоти хвилі-носія, після чого потрапляють на антену, яка передає сигнали на антену приймача. Після прийому сигналів з антени приймача сигнали підсилюються на лінійно-частотному підсилювачі, після чого вони йдуть на детектор, де від складової хвилі-носія відділяється корисний сигнал, потім сигнал одночасно розділяється на чотири заданих сигнали: сумарну тягу і три кути нахилу, які кодуються широтно-імпульсним модулятором, далі декодуються, і на польотний контролер потрапляють розділені по каналам сигнали. На виході польотного контролера тяга  $R_3$ , кути відхилення по крену  $\gamma_3$ , тангажу  $\vartheta_3$ , роллю  $\psi_3$  потрапляють на автомат керування кутовим положенням квадрокоптера, що розраховує потрібні тяги для кожного виконавчого двигуна  $F_1, F_2, F_3, F_4$  і виробляє керуючі сигнали для чотирьох регуляторів обертів безколекторного двигуна (РОБД). На виході кожного РОБД генеруються напруги  $U_1, U_2, U_3, U_4$  для обмоток двигунів. Двигуни виробляють моменти  $M_1, M_2, M_3, M_4$ , які передаються на чотири пропелера. Пропелери виробляють тягу  $F_1, F_2, F_3, F_4$  і реактивні моменти  $M_{y1}^1, M_{y1}^2, M_{y1}^3, M_{y1}^4$ . Тяги і реактивні моменти підсумовуються відносно центра мас (ЦМ). Так, як пропелери  $M_{y1}^2, M_{y1}^4$  обертаються проти годинникової стрілки, а моменти  $M_{y1}^1, M_{y1}^3$  — за годинниковою стрілкою, то відповідно на суматорі від моментів  $M_{y1}^2, M_{y1}^4$  будуть відніматися моменти  $M_{y1}^1, M_{y1}^3$ . Сумарний момент  $M_{y1\Sigma}$  буде діяти на центр мас квадрокоптера. Тяги підсумовуються відносно ЦМ, де від тяги двигунів  $F_2, F_4$  віднімаються тяги  $F_1, F_3$ . Сумарна тяга на виході суматора  $F_\Sigma$  буде діяти на ЦМ квадрокоптера. Таким чином, після дії на ЦМ квадрокоптера сумарної тяги  $F_\Sigma$  і моменту  $M_{y1\Sigma}$  будуть змінюватись його кути відхилення  $\Delta\gamma, \Delta\vartheta, \Delta\psi$ ; кутова швидкість  $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ ; координати  $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ ; лінійна швидкість  $\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z$ . лінійне

прискорення  $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$  Координати та лінійна швидкість вимірюються за допомогою навігаційної системи визначення місцеположення, кути відхилення та кутова швидкість — за допомогою ДКШ, лінійне прискорення  $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$  за допомогою акселерометра. Від блоку навігаційної системи визначення місцеположення сигнал про координати  $\Phi, \lambda, h$  та лінійну швидкість  $V_x, V_y, V_z$  йде на автомат керування центром мас БПЛА, що визначає проєкції тяг двигунів на вісі  $x_1, y_1, z_1$ . Далі ці сигнали йдуть на польотний комп'ютер, на якому розраховується сумарна тяга квадрокоптера, і за допомогою від'ємного зворотного зв'язку, порівнюється з сигналами сумарної тяги  $R_3$ , яка надходить з пульта керування.

Сигнали поточної кутової швидкості  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ , що виходять з ДКШ, та лінійного прискорення  $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$  що виходять з акселерометра йдуть на автомат керування кутовим положенням.

## 2.3 Висновки по розділу 2

У даному розділі було розглянуто об'єкт дослідження - квадрокоптер, його призначення, структурна схема і принцип дії.

Призначення квадрокоптера - завдання контролю і моніторингу важливі в виявленні передумов критичних ситуацій: при контролі інфраструктури, важкодоступних місць, дорожньої ситуації, моніторингу лісових масивів при пожежах та ін.

Принцип дії - повітряні гвинти, розташовані на діагональних променях рами, створюють сумарну вертикальну тягу. Синхронно регулюючи обороти двигунів, можна змусити квадрокоптер підніматися вгору, зависати або опускатися.

### 3. Огляд методів аналізу надійності літального апарату, зокрема квадрокоптерів і вибір методу аналізу надійності

#### 3.1 Методи аналізу надійності

Надійність [10] - це якісна властивість об'єкта зберігати у часі у встановлених межах значення всіх параметрів, що характеризують його здатність виконувати потрібні функції у заданих режимах та умовах застосування, технічного обслуговування, зберігання і транспортування.

Надійність є комплексною якісною властивістю, що включає в себе залежно від призначення об'єкта або умов його експлуатації такі прості (одиничні) властивості:

- безвідмовність;
- довговічність;
- ремонтпридатність;
- збережуваність;
- готовність.

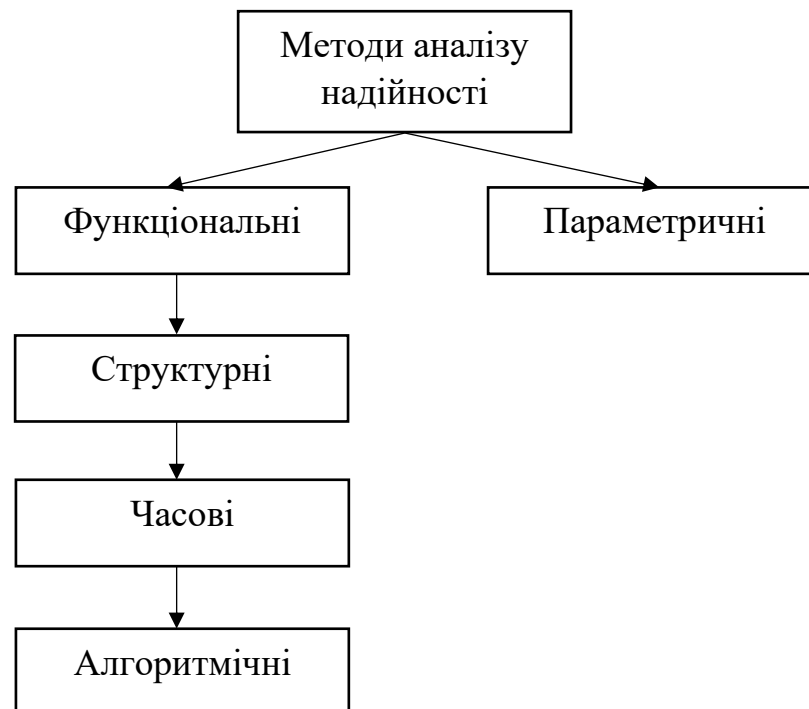


Рис. 6. Методи аналізу надійності



### Структурні методи розрахунку надійності

Структурною надійністю (structural dependability) ТЗ називається результуюча надійність при заданій структурі і відомих значеннях надійності всіх блоків і елементів, що входять до складу ТЗ. Розподіл ТЗ на блоки і елементи здійснюється на базі єдності функціонування і фізичних процесів, що відбуваються при його роботі. Якщо відмова ТЗ настає при відмові одного з його елементів, то такий ТЗ має основне з'єднання (primary connection) елементів. При розрахунку надійності таких ТЗ відмова елемента є подією випадковою і незалежною, а ймовірність безвідмовної роботи ТЗ протягом часу  $t$  дорівнює добуткові ймовірностей його елементів протягом того ж часу:

$$P(t) = p(t_1)p(t_2)...p(t_N) = \prod_{i=1}^N p_i(t),$$

При експоненціальному законі розподілу відмов, тобто для нормального (звичайного) періоду роботи ТЗ:

$$P(t) = e^{-\lambda t} = e^{-t/T_{cp}}, \quad a(t) = \lambda e^{\lambda t}, \quad T_{cp} = 1/\lambda, \quad \lambda = \sum_{i=1}^N \lambda_i,$$

де  $\lambda_i$  – інтенсивність відмов  $i$ -го елемента. При розрахунку високонадійних ТЗ з достатньою для практики точністю можна користуватися наближеними формулами:

$$P(t) \approx 1 - t \sum_{i=1}^r N_i \lambda_i = 1 - \lambda t, \quad \lambda = \sum_{i=1}^r N_i \lambda_i, \quad T = 1 / \left( \sum_{i=1}^r N_i \lambda_i \right) = 1/\lambda, \quad a(t) \approx \lambda(1 - \lambda t),$$

$$p_1(t)p_2(t)...p_N(t) \approx 1 - \sum_{i=1}^N q_i(t), \quad p_i^N(t) = 1 - Nq_i(t), \quad \sqrt[N]{p_i(t)} = 1 - q_i(t)/N,$$

де  $r$  – число типів елементів;

$q_i(t)$  – ймовірність відмов  $i$ -го елемента.

Одним з методів підвищення надійності є резервування (redundancy). Резервованим з'єднанням (backup connection) ТЗ називається таке з'єднання, при якому відмова настає тільки після відмови основного блоку чи елементів і всіх резервних блоків і елементів. Основним параметром резервування є його кратність  $m$ , тобто відношення кількості резервних елементів до кількості

основних елементів. Розрізняють резервування з цілою і дробовою кратністю. При резервуванні з цілою кратністю величина  $m$  – ціле число, а при резервуванні з дробовою кратністю  $m$  – дробове число. За способом ввімкнення резервування поділяється на постійне і резервування заміщенням. Постійне резервування (continuous redundancy) – резервування, при якому резервні елементи підключені до основних протягом усього часу роботи і знаходяться в однаковому з ними режимі. Резервування заміщенням (standby redundancy) – резервування, при якому резервні елементи заміщають основні після їхньої відмови. При включенні резерву за способом заміщення резервні елементи до моменту включення в роботу можуть знаходитися в трьох станах: – навантаженому резерві; – полегшеному резерві; – ненавантаженому резерві. Якщо елементи резервних блоків мають відмови типу «обрив» або «коротке замикання», то ймовірність безвідмовної роботи потрібно обчислювати, підсумовуючи ймовірності всіх сприятливих (що не призводять до відмови) гіпотез:

$$P(t) = \sum_{j=1}^k p_j(t),$$

де  $p_j(t)$  – ймовірність  $j$ -ої сприятливої гіпотези, обчисленої з врахуванням двох видів відмов;

$k$  – кількість сприятливих гіпотез.

Для елементів складної системи справедливі вирази:

$$p(t) = \exp\left[-\int_0^t \lambda(t) dt\right], \quad q_0 + q_{k3} = 1,$$

де  $\lambda(t)$  – інтенсивність відмов елемента;

$q_0, q_{k3}$  – ймовірність виникнення «обриву» і «короткого замикання» відповідно.

При експоненційному законі розподілу відмов справедливі вирази:

$$p(t) = e^{-\lambda t}, \quad q_0 = \lambda_0 / (\lambda_0 + \lambda_{k3}), \quad q_{k3} = \lambda_{k3} / (\lambda_0 + \lambda_{k3}),$$

де  $\lambda_0$ ,  $\lambda_{\text{кз}}$  – інтенсивність відмов елемента за «обривом» та «коротким замиканням».

### **Оцінка показників надійності технічного засобу за статистичною інформацією про відмови при експлуатації та випробуваннях**

При оцінюванні показників надійності технічного засобу (ТЗ) за статистичною інформацією про відмови при експлуатації визначається закон розподілу (distributing law) відмов і його параметри. За знайденим законом розраховується будь-яка характеристика надійності ТЗ. Методика визначення закону розподілу містить у собі такі етапи: підготовка отриманих даних, побудова гістограми та перевірка відповідності закону розподілу з використанням одного з критеріїв згоди (Колмогорова, Пірсона, Стюдента, Фішера чи ін.)

Етап I. Отримана інформація систематизується в порядку зростання часу спостереження, що розбивається на однакові інтервали часу.

Етап II. За даними етапу I будується гістограма необхідного показника надійності та апроксимується кривою, за виглядом якої орієнтовно встановлюється закон розподілу відмов шляхом порівняння із відповідними теоретичними кривими.

Етап III. Перевірка відповідності прийнятого закону розподілу відмов здійснюється за критеріями згоди, найбільш поширеними в теорії надійності є критерії Пірсона і Колмогорова.

Розрахунок показників надійності структурними методами в загальному випадку включає:

- уявлення об'єкта у вигляді структурної схеми надійності, яка описує логічні співвідношення між станами елементів і об'єкта в цілому з урахуванням структурно-функціональних зв'язків і взаємодії елементів, прийнятої стратегії обслуговування, видів і способів резервування та інших факторів;

- опис побудованої структурної схеми надійності об'єкта адекватною математичною моделлю, що дозволяє в рамках введених припущень обчислити показники надійності об'єкта за даними про надійність його елементів в розглянутих умовах застосування.

В якості структурних схем надійності можуть застосовуватися:

- схеми функціональної цілісності;
- структурні блок-схеми надійності;
- дерева відмов;
- графи станів і переходів.

### **3.2 Вибір методу аналізу надійності.**

Мною був обраний структурний метод розрахунку надійності, оскільки він є основним методом розрахунку показників і характеристик надійності в процесі проектування об'єктів, що піддаються розукрупненню на елементи, значення характеристик яких в момент проведення розрахунків відомі або можуть бути визначені іншими методами.

### **3.3 Висновки по розділу 3**

У даному розділі було розглянуто методи аналізу і розрахунку надійності технічних засобів та обрано структурний метод аналізу надійності. Розписано, як використовувати структурні методи розрахунку надійності.

## 4. Аналіз краш-тестів квадрокоптерів

### 4.1 Аналіз факторів впливу на надійність квадрокоптера

Дані по кількості поломок, аварій і відмов були взяті з форуму, де квадроводи викладають краш-тести коптерів, описуючи причини їх несправностей або відмов (<http://forum.rcdesign.ru/f134/thread238736.html>).

Таблиця 1

| Вузол та частини квадрокоптера | Причина відмови                     | Кількість поломок | Опис причини відмови                             | Надійність                 |
|--------------------------------|-------------------------------------|-------------------|--|----------------------------|
| Пропелери                      | Великі навантаження                 | 101               | Високі оберти                                    | $\frac{261}{1000} = 0,261$ |
|                                | Слабке з'єднання                    | 43                | Не якісне з'єднання з валом двигуна              |                            |
|                                | Пошкодження до польоту              | 63                | Вади (тріщини, надколи)                          |                            |
|                                | Попадання стороннього предмету      | 54                | Гілки, сміття                                    |                            |
| Акумулятор                     | Контакт                             | 63                | Окислення, не якісні контакти                    | $\frac{198}{1000} = 0,198$ |
|                                | Перегрів провід                     | 18                | Високий струм, не великий перетин, замикання     |                            |
|                                | Переохолодження                     | 54                | Мороз, перепад температур                        |                            |
|                                | Вологість                           | 27                | Дощ  |                            |
|                                | Перегрів                            | 36                | Замикання, велике навантаження                   |                            |
| Рама                           | Надлом променів                     | 63                | Промені були пошкоджені до польоту               | $\frac{81}{1000} = 0,081$  |
|                                | Промені вилетіли з посадочних місць | 18                | Погане кріплення, не надійне місце посадки       |                            |
| РОБД                           | Перегрів                            | 52                | Великий струм, перегрів через великі навантажень | $\frac{70}{1000} = 0,070$  |
|                                | Перепад температури                 | 18                | Різка зміна кліматичних умов                     |                            |
| Мотормаунти                    | Надлом під час польоту              | 29                | Великі навантаження, не підходящий матеріал      | $\frac{65}{1000} = 0,065$  |
|                                | Пошкодження до польоту              | 36                | Вада в виробі, тріщина                           |                            |

*Таблиця 1*  
(продовження)

| Вузол та частини квадрокоптера | Причина відмови | Кількість поломок | Опис причини відмови                | Надійність                |
|--------------------------------|-----------------|-------------------|-------------------------------------|---------------------------|
| Пульт керування                | Мертва зона     | 9                 | Політ над пультом керування         | $\frac{27}{1000} = 0,027$ |
|                                | Втрата сигналу  | 18                | Перешкоди                           |                           |
| Телеметрія                     | Роз'єм          | 7                 | Окислення, не якісні контакти       | $\frac{24}{1000} = 0,024$ |
|                                | Поломка антени  | 17                | Погано закріплений, поганий контакт |                           |
| Польотний контролер            | Зависання       | 22                | Збій програмного забезпечення       | $\frac{22}{1000} = 0,022$ |
| Автопілот                      | Проводка        | 10                | Замикання                           | $\frac{19}{1000} = 0,019$ |
|                                | Програмний код  | 6                 | Не коректно написаний код           |                           |
|                                | Брак            | 3                 | Не справні елементи платі           |                           |
| Приймач                        | Зависання       | 18                | Перешкоди передачі сигналу          | $\frac{18}{1000} = 0,018$ |
| Передавачик                    | Зависання       | 15                | Перешкоди передачі сигналу          | $\frac{15}{1000} = 0,015$ |

З статистичних даних була зафіксована така кількість відмов ( $n_i$ ) окремих блоків та елементів квадрокоптера:

$n_1 = 261$  (кількість відмов пропелера);

$n_2 = 198$  (кількість відмов акумулятора);

$n_3 = 81$  (кількість відмов рами);

$n_4 = 70$  (кількість відмов РОБД);

$n_5 = 65$  (кількість відмов мотормаунтів);

$n_6 = 27$  (кількість відмов пульта керування);

$n_7 = 24$  (кількість відмов телеметрії);

$n_8 = 19$  (кількість відмов автопілота);

$n_9 = 18$  (кількість відмов приймача);

$n_{10} = 15$  (кількість відмов передатчика);

$N = 1000$  (загальна кількість відмов).

За період випробувань, відмови систем навігації та орієнтації не було виявлено. В такому разі можна вважати, що ймовірності безвідмовної роботи систем навігації і орієнтації квадрокоптера приблизно дорівнюють одиниці.

Ймовірність безвідмовної роботи системи при послідовному з'єднанні ланок можна знайти за формулою:  $P_c = \prod_{i=1}^n P_i$ .

Ймовірність безвідмовної роботи системи при паралельному з'єднанні ланок можна знайти за формулою :  $p_c = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - p_i]$ .

Знайдемо ймовірність безвідмовної роботи квадрокоптера.

Структурна логічна схема надійності квадрокоптера є змішаною (з послідовною і паралельною структурою), статистичну оцінку ймовірності безвідмовної роботи квадрокоптера можна знайти за формулою:

$$p_c(t) = p_1 \cdot p_2 \cdot p_3 \cdot p_4 \cdot (1 - (1 - p_5) \cdot (1 - p_6) \cdot (1 - p_7) \cdot (1 - p_8) \cdot (1 - p_9) \times \\ \times (1 - p_{10}) \cdot (1 - p_{11}) \cdot (1 - p_{12}) \cdot (1 - p_{13}) \cdot (1 - p_{14}) \cdot (1 - p_{15}) \cdot (1 - p_{16})) \cdot p_{17} \cdot p_{18} \cdot p_{19}.$$

де  $p_1$  - ІБР пульта керування,  $p_2$  - ІБР передатчика,  $p_3$  - ІБР приймача,  $p_4$  - ІБР польотного контролера,  $p_5$  - ІБР РОБД1,  $p_6$  - ІБР двигуна 1,  $p_7$  - ІБР пропелера 1,  $p_8$  - ІБР РОБД2,  $p_9$  - ІБР двигуна 2,  $p_{10}$  - ІБР пропелера 2,  $p_{11}$  - ІБР РОБД3,  $p_{12}$  - ІБР двигуна 3,  $p_{13}$  - ІБР пропелера 3,  $p_{14}$  - ІБР РОБД4,  $p_{15}$  - ІБР двигуна 4,  $p_{16}$  - ІБР пропелера 4,  $p_{17} \approx 1$  - ІБР навігаційної системи визначення місцеположення,  $p_{18} \approx 1$  - ІБР тривісного акселерометра,  $p_{19} \approx 1$  - ІБР тривісного гіроскопа.

Математична модель розрахунку ІБР квадрокоптера

$$p_c(t) = (e^{-0.0002t})(e^{-0.0002t})(e^{-0.0003t}) \times [1 - (1 - (e^{-0.0002t})) \times (1 - (e^{-\frac{t^2}{100000}})) \times (1 - (e^{-0.0004t})) \times (1 - (e^{-0.0002t})) \left(1 - \left(e^{-\frac{t^2}{100000}}\right)\right) (1 - (e^{-0.0004t})) (1 - (e^{-0.0002t})) \times (1 - (e^{-\frac{t^2}{100000}})) (1 - (e^{-0.0004t})) (1 - (e^{-0.0002t})) (1 - (e^{-\frac{t^2}{100000}})) (1 - (e^{-0.0004t}))].$$

## 4.2 Розрахунок показників надійності квадрокоптера за обраним методом

Для розрахунку показників надійності для кожного елементу потрібна формула для щільності ймовірності відмов елементів в кожен з моментів наробітку  $t$ .

$$f(t) = \frac{dq(t)}{dt}.$$

Вираз для середньої статистичної щільності ймовірності відмови на  $i$ -ому інтервалі наробітку:

$$f(\Delta t_i) = \frac{\Delta n(\Delta t_i)}{N_0 \cdot \Delta t_i},$$

де  $\Delta n(\Delta t_i)$  — кількість виробів, що відмовили на  $i$ -ому інтервалі наробітку  $\Delta t_i$ ;  
 $N_0$  — кількість працездатних виробів на початку випробувань.

Якщо через деякий інтервал часу  $\Delta t_i$  робити перевірку працездатності виробів, які відмовили, та сумарну кількість виробів, що відмовили, можна знайти залежність щільності розподілу відмов елементів від наробітку. Потім через співвідношення перейти до визначення залежності ІБР від часу для кожного з елементів, і залежності ймовірності відмови від часу. Потім розрахувати залежність ІБР квадрокоптера від часу.



Мною було складено таблиці даних про кількість виробів  $\Delta n(\Delta t_i)$ , що відмовили на визначеному інтервалі наробітку  $\Delta t_i$  і кількість працездатних виробів  $N_0$  на початку випробувань для кожного з елементів квадрокоптера.

Данні про кількість виробів  $\Delta n(\Delta t_i)$ , що відмовили на визначеному інтервалі наробітку  $\Delta t_i$ , і кількість виробів  $N_0(\Delta t_i)$ , що відмовили на визначеному інтервалі наробітку  $\Delta t_i$ , для кожного складового елемента або блоку квадрокоптера представлені в таблицях 4-13.

Таблиця 2

## Пульт керування

| $i$ | $\Delta t_i$ , хв | $\Delta n_i$ | $f(t)$ , 1/хв | $q(t)$ | $p(t)$ |
|-----|-------------------|--------------|---------------|--------|--------|
| 1   | 0-10              | 5            | 0,0005        | 0,005  | 0,995  |
| 2   | 10-20             | 8            | 0,0008        | 0,008  | 0,992  |
| 3   | 20-30             | 7            | 0,0007        | 0,007  | 0,993  |
| 4   | 30-40             | 7            | 0,0007        | 0,007  | 0,993  |

Таблиця 3

## Передатчик

| $i$ | $\Delta t_i$ , хв | $\Delta n_i$ | $f(t)$ , 1/хв | $q(t)$ | $p(t)$ |
|-----|-------------------|--------------|---------------|--------|--------|
| 1   | 0-10              | 2            | 0.0002        | 0.002  | 0,998  |
| 2   | 10-20             | 5            | 0.0005        | 0.005  | 0,995  |
| 3   | 20-30             | 7            | 0.0007        | 0.007  | 0,993  |
| 4   | 30-40             | 1            | 0.0001        | 0.001  | 0,999  |

Таблица 4

## Польотний приймач

| $i$ | $\Delta t_i$ , хв | $\Delta n_i$ | $f(t)$ , $l/xв$ | $q(t)$ | $p(t)$ |
|-----|-------------------|--------------|-----------------|--------|--------|
| 1   | 0-10              | 5            | 0.0005          | 0,005  | 0,995  |
| 2   | 10-20             | 6            | 0.0006          | 0,006  | 0,994  |
| 3   | 20-30             | 3            | 0.0003          | 0,003  | 0,997  |
| 4   | 30-40             | 4            | 0.0004          | 0,004  | 0,996  |

Таблица 5

## Пропелер

| $i$ | $\Delta t_i$ , хв | $\Delta n_i$ | $f(t)$ , $l/xв$ | $q(t)$ | $p(t)$ |
|-----|-------------------|--------------|-----------------|--------|--------|
| 1   | 0-10              | 36           | 0.0036          | 0,036  | 0,964  |
| 2   | 10-20             | 70           | 0.0070          | 0,070  | 0,930  |
| 3   | 20-30             | 33           | 0.0033          | 0,033  | 0,967  |
| 4   | 30-40             | 21           | 0.0021          | 0,021  | 0,979  |

Таблица 6

## Акумулятор

| $i$ | $\Delta t_i$ , хв | $\Delta n_i$ | $f(t)$ , $l/xв$ | $q(t)$ | $p(t)$ |
|-----|-------------------|--------------|-----------------|--------|--------|
| 1   | 0-10              | 63           | 0.0063          | 0.063  | 0,937  |
| 2   | 10-20             | 27           | 0.0027          | 0.027  | 0,973  |
| 3   | 20-30             | 64           | 0.0064          | 0.064  | 0,936  |
| 4   | 30-40             | 44           | 0.0044          | 0.044  | 0,956  |

Таблиця 7

## Телеметрія

| $i$ | $\Delta t_i$ , хв | $\Delta n_i$ | $f(t)$ , $l/xв$ | $q(t)$ | $p(t)$ |
|-----|-------------------|--------------|-----------------|--------|--------|
| 1   | 0-10              | 8            | 0,0008          | 0,008  | 0,992  |
| 2   | 10-20             | 6            | 0,0006          | 0,006  | 0,994  |
| 3   | 20-30             | 9            | 0,0009          | 0,009  | 0,991  |
| 4   | 30-40             | 1            | 0,0001          | 0,001  | 0,999  |

Таблиця 8

## Рама

| $i$ | $\Delta t_i$ , хв | $\Delta n_i$ | $f(t)$ , $l/xв$ | $q(t)$ | $p(t)$ |
|-----|-------------------|--------------|-----------------|--------|--------|
| 1   | 0-10              | 18           | 0,0018          | 0,018  | 0,982  |
| 2   | 10-20             | 14           | 0,0014          | 0,014  | 0,986  |
| 3   | 20-30             | 17           | 0,0017          | 0,017  | 0,983  |
| 4   | 30-40             | 32           | 0,0032          | 0,032  | 0,968  |

Таблиця 9

## Мотормаунти

| $i$ | $\Delta t_i$ , хв | $\Delta n_i$ | $f(t)$ , $l/xв$ | $q(t)$ | $p(t)$ |
|-----|-------------------|--------------|-----------------|--------|--------|
| 1   | 0-10              | 15           | 0,0015          | 0,015  | 0,985  |
| 2   | 10-20             | 23           | 0,0023          | 0,023  | 0,977  |
| 3   | 20-30             | 16           | 0,0016          | 0,016  | 0,984  |
| 4   | 30-40             | 11           | 0,0011          | 0,011  | 0,989  |

Таблиця 10

## РОБД

| $i$ | $\Delta t_i$ , хв | $\Delta n_i$ | $f(t)$ , $l/хв$ | $q(t)$ | $p(t)$ |
|-----|-------------------|--------------|-----------------|--------|--------|
| 1   | 0-10              | 16           | 0,0016          | 0,016  | 0,984  |
| 2   | 10-20             | 22           | 0,0022          | 0,022  | 0,978  |
| 3   | 20-30             | 14           | 0,0014          | 0,014  | 0,984  |
| 4   | 30-40             | 18           | 0,0018          | 0,018  | 0,982  |

Таблиця 11

## Польотний контролер

| $i$ | $\Delta t_i$ , хв | $\Delta n_i$ | $f(t)$ , $l/хв$ | $q(t)$ | $p(t)$ |
|-----|-------------------|--------------|-----------------|--------|--------|
| 1   | 0-10              | 2            | 0,0008          | 0,008  | 0,992  |
| 2   | 10-20             | 6            | 0,0006          | 0,006  | 0,994  |
| 3   | 20-30             | 8            | 0,0009          | 0,009  | 0,991  |
| 4   | 30-40             | 6            | 0,0001          | 0,001  | 0,999  |

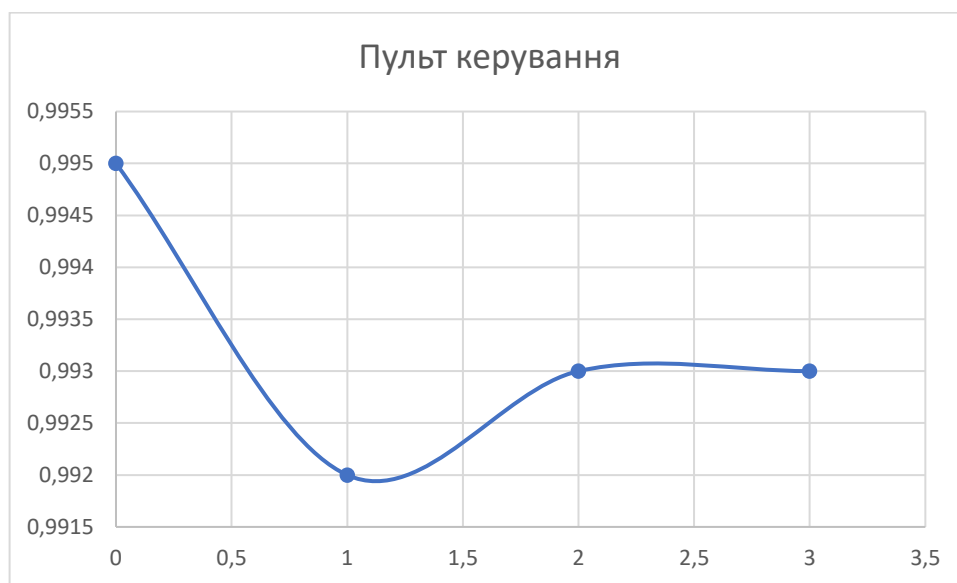
Таблиця 12

## Автопілот

| $i$ | $\Delta t_i$ , хв | $\Delta n_i$ | $f(t)$ , $l/хв$ | $q(t)$ | $p(t)$ |
|-----|-------------------|--------------|-----------------|--------|--------|
| 1   | 0-10              | 10           | 0,0010          | 0,010  | 0,990  |
| 2   | 10-20             | 5            | 0,0005          | 0,005  | 0,995  |
| 3   | 20-30             | 3            | 0,0003          | 0,003  | 0,997  |
| 4   | 30-40             | 1            | 0,0001          | 0,001  | 0,999  |

Побудовані графіки ІБР елементів за допомогою програми Excel. На графіках позначено 0 - це час від 0 до 10 хв., 1 - від 10 до 20 хв., 2 - від 20 до 30 хв., 3 - від 30 до 40 хв.

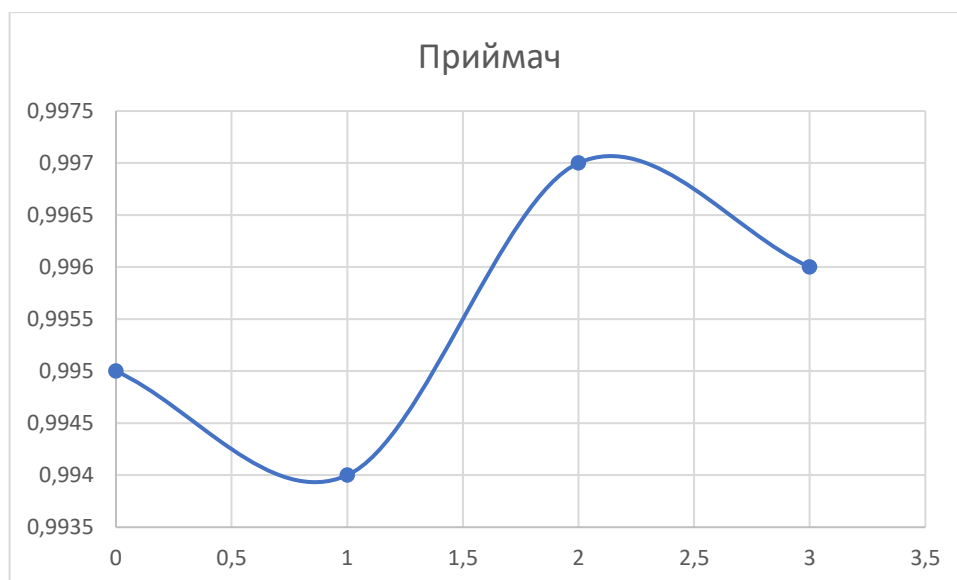
Графіки ІБР відносно часу (наробітку) за складеними таблицями (табл. 3-12):



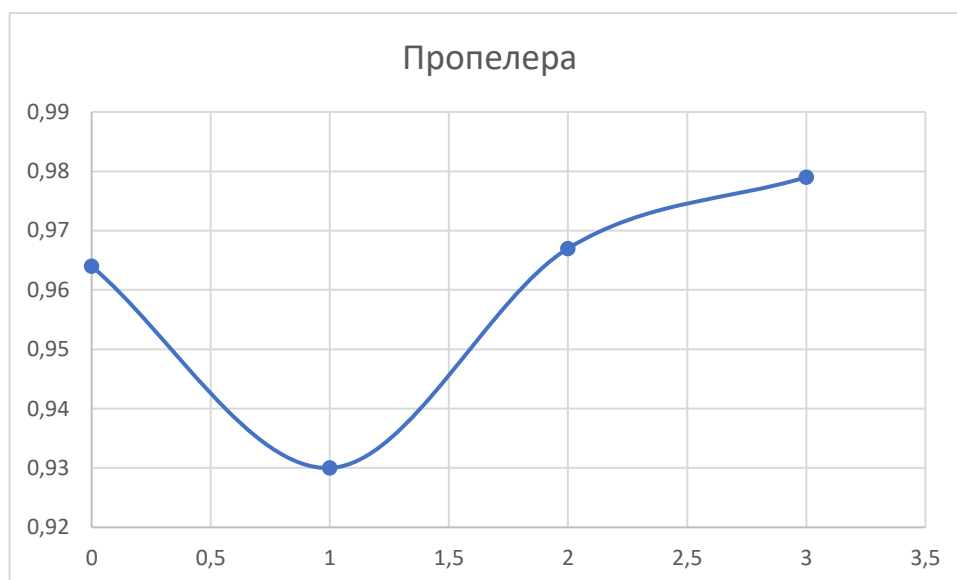
Графік 1. ІБР пульта керування



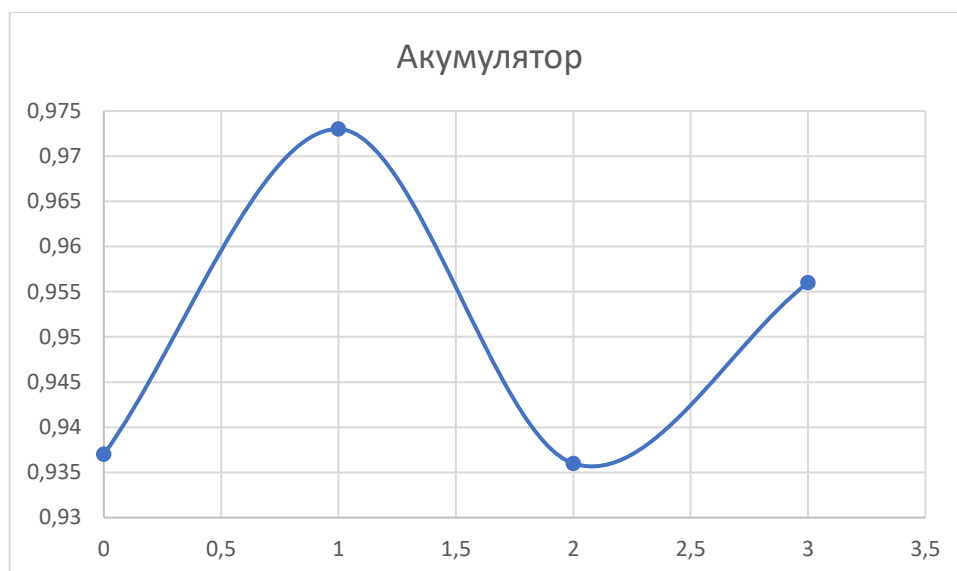
Графік 2. ІБР передатчика



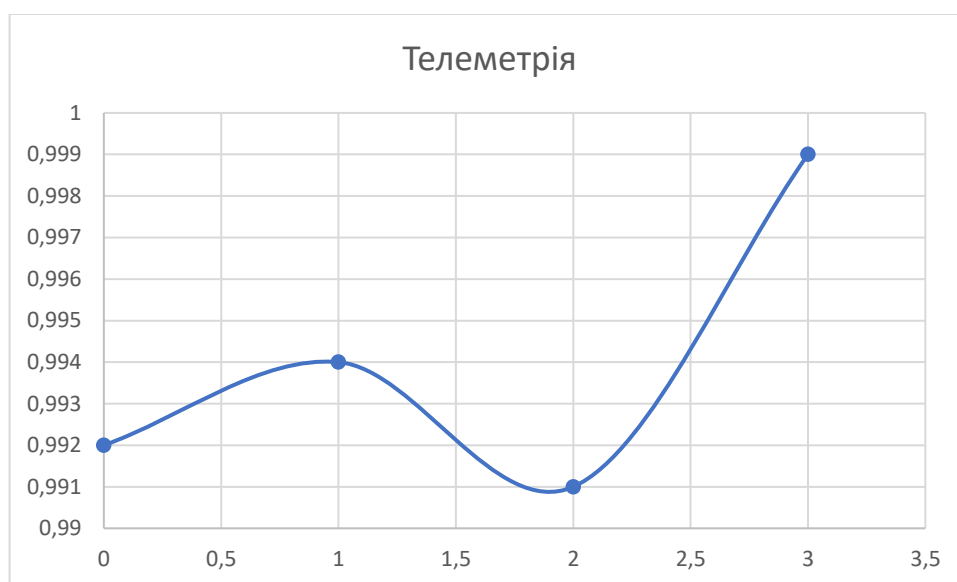
Графік 3. ІБР приймача



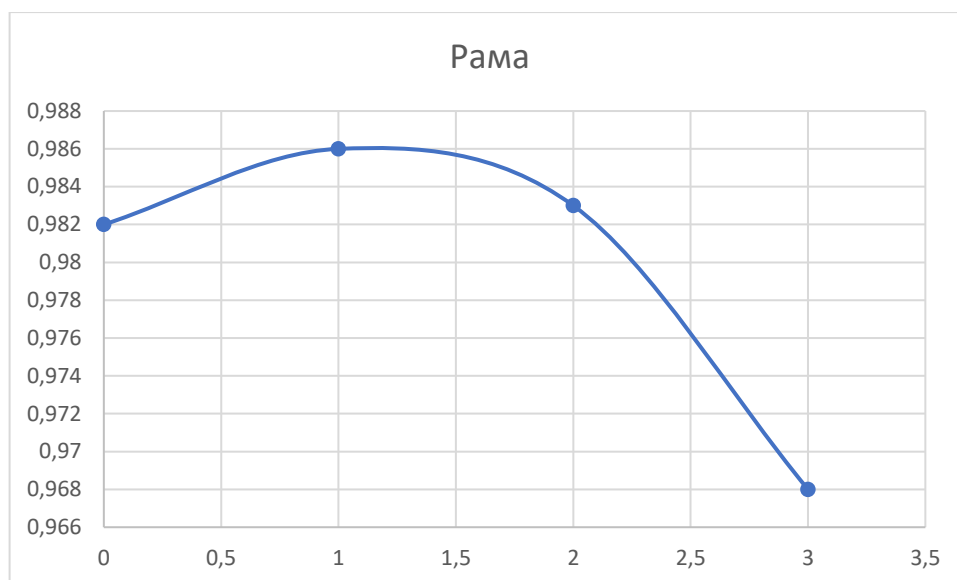
Графік 4. ІБР пропелер



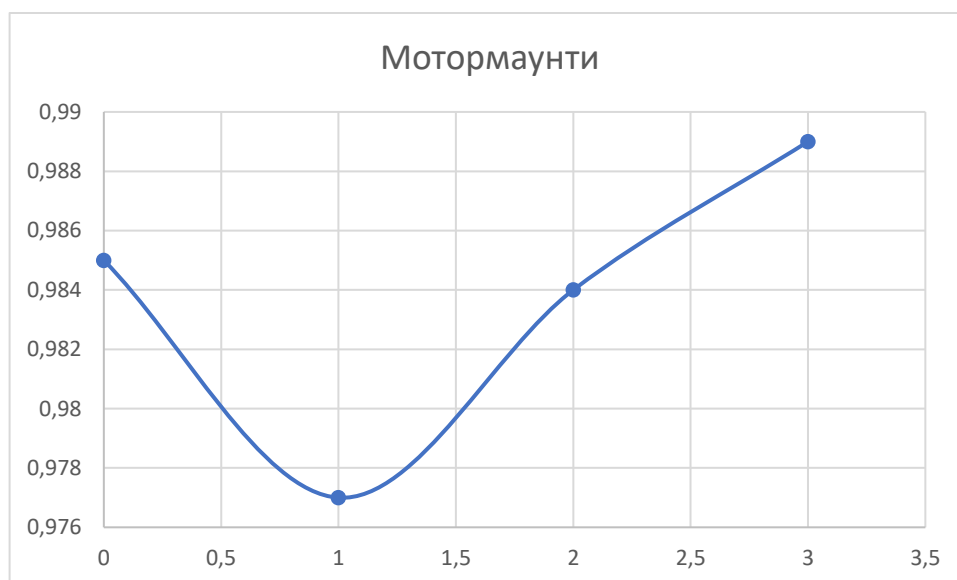
Графік 5. ІБР акумулятора



Графік 6. ІБР телеметрія.

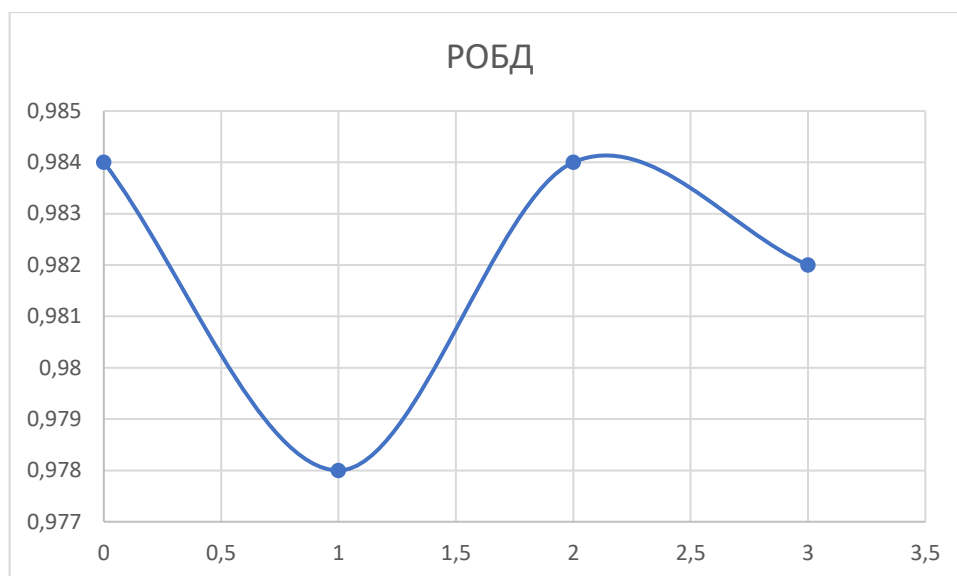


Графік 7. ІБР рами

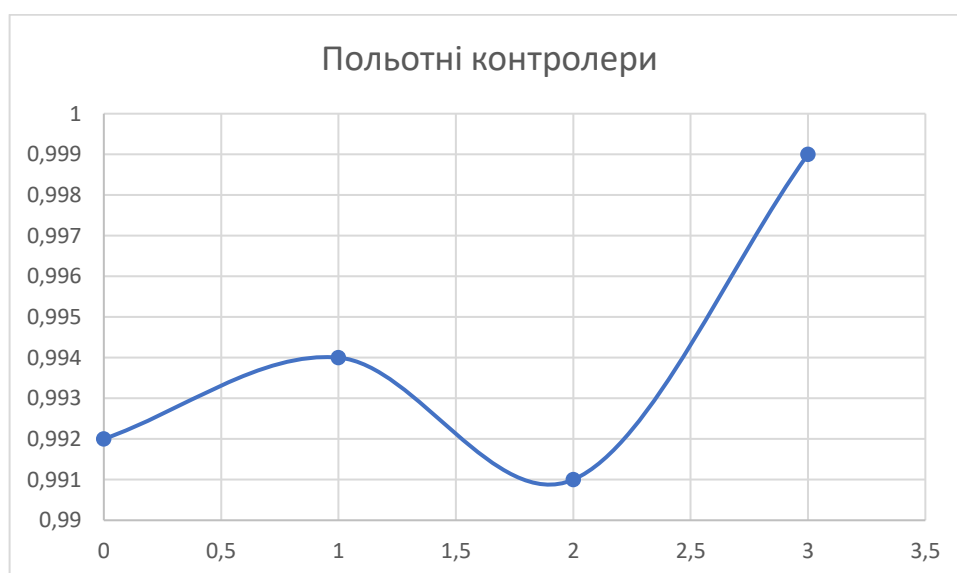


Графік 8. ІБР приймача

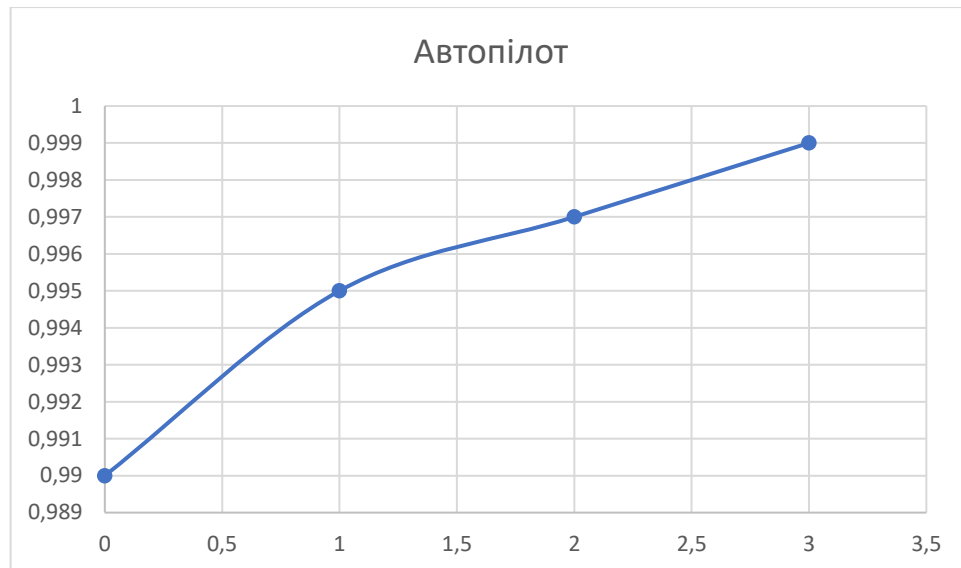




Графік 9. ІБР РОБД

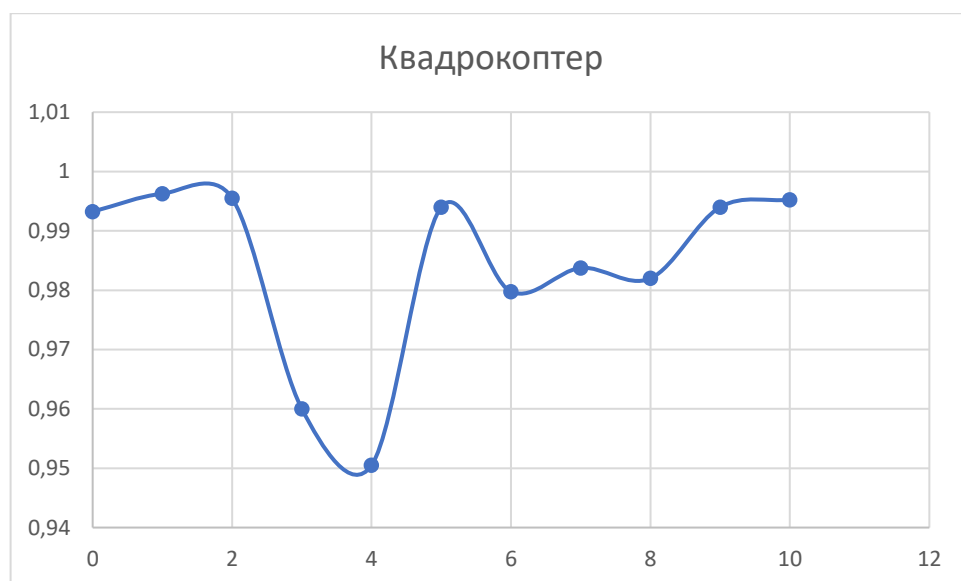


Графік 10. ІБР польотних контролерів



Графік 11. ІБР автопілота

Графік залежності ІБР квадрокоптера від часу (графік 12). Використано програму Excel.



Графік 12. ІБР квадрокоптера

На графіку 12 0 - це час від 0 хв., 10 - це час 40 хв.

Перевірка правильності вибірки закону розподілу проведена за допомогою критерія згоди Коломогорова

$$D = 0.99 - 0.9686 = 0.0214;$$

$$n = 11,$$

$$D\sqrt{n} = 0.0214 * \sqrt{1} = 0.0709 < 1.$$

ІБР пропелера знайдемо за формулою:

$$p_7(t) = e^{-0.0004t}.$$

Ймовірність відмови пропелерів:

$$q_7(t) = 1 - e^{-0.0004t}.$$

Формула для ІБР квадрокоптера отримана за рахунок підстановки формул:

$$p_c(t) = p_1(t) \cdot p_2(t) \cdot p_3(t) \cdot p_4(t) \cdot p_5(t) \cdot p_6(t) \cdot p_7(t) \cdot p_8(t) \cdot p_9(t) \cdot \\ \cdot p_{10}(t) \cdot p_{11}(t) \cdot p_{12}(t) \cdot p_{14}(t) \cdot p_{15}(t) \cdot p_{16}(t) \cdot p_{17}(t) \cdot p_{18}(t) \cdot p_{19}(t).$$

Проведений розрахунок ІБР при  $t = 40$  хв. Відповідно технічного завдання при  $t = 40$  хв. потрібно отримати значення  $P > 0,95$ . В результаті розрахунків отримано:

$$P_c(40) = 0,984.$$

Отримане значення задовольняє вимогам завдання на розроблення квадрокоптера:

$$P_c(40) = 0,984 > 0,95.$$

### 4.3 Висновки по розділу 4

Розроблений метод ранжування факторів впливу на надійність квадрокоптера та його САК за критерієм величини статистичної оцінки ймовірності безвідмовної роботи кожної складової квадрокоптера, проведено ранжування за розробленим методом, аналіз якого дав змогу виявити слабкі місця.

У даному розділі було проведено розрахунок показників надійності квадрокоптера за обраним методом та їх аналіз.

Складно таблиці для даних про кількість виробів  $\Delta n(\Delta t_i)$ , що відмовили на  $i$ -му інтервалі наробітку  $\Delta t_i$  і кількість  $N_0$  працездатних виробів на початку випробувань для кожного з елементів квадрокоптера.

Побудовано графіки залежності ІБР складових елементів і блоків квадрокоптера і всього квадрокоптера в цілому від наробітку (часу функціонування) за допомогою програми Excel.

## 5. Структурна логічна схема надійності квадрокоптера

### 5.1 Структурна логічна схема надійності квадрокоптера



Рис. 7. Структурна логічна схема надійності квадрокоптера.

На рис. 7 позначено: 1 - пульт керування, 2 – передатчик, 3 – приймач, 4 – польотний контролер, 5 – РОБД1, 6 – двигун 1, 7 – пропелер 1, 8 – РОБД3, 9 – двигун 3, 10 – пропелер 3, 11 – РОБД2, 12 – двигун 2, 13 – пропелер 2, 14 – РОБД4, 15 – двигун 4, 16 – пропелер 4, 17 – навігаційна система визначення місцеположення, 18 – тривісний акселерометр, 19 – тривісний гіроскоп.

В результаті аналізу надійності запропонованим методом ранжування виявлено, що основними причинами падіння квадрокоптера через відмову складових є:

1. Відмова двигуна або його системи, внаслідок чого відбувається неконтрольоване падіння квадрокоптера на землю.

2. Збій бортової системи керування (обчислювач, вимірювач швидкості і кута зносу, радіовисотомір малих висот) квадрокоптера, наслідком чого є невиконання польотного завдання (відхилення від заданого колійного кута, порушення просторового і часового проходження проміжних пунктів маршруту, відхилення від заданої висоти польоту і т. п.) і посадка квадрокоптера в нерозрахованому районі, що може призвести до часткового (або повного) руйнування квадрокоптера.

3. Перевищення основних обмежень для квадрокоптера, пов'язаних, в основному, з льотною експлуатацією квадрокоптера в умовах сильної турбулентності атмосфери, а також в режимі польоту обгинування гірського складного пересічного рельєфу місцевості.

4. Некоректний облік комплексу випадкових факторів, що впливають на практичну дальність польоту, при проведенні розрахунку дальності і тривалості польоту.

5. Некоректний облік факторів, що впливають на безпеку маневрів в вертикальній площині при обгинанні БПЛА рельєфу місцевості або штучних споруд.

В результаті аналізу результатів ранжування для підвищення надійності САК квадрокоптера були застосовані такі шляхи вдосконалення:

1. Резервування контуру керування БПЛА.
2. Використання додаткового алгоритму функціонування САК квадрокоптера.
3. Облік комплексу випадкових факторів, що впливають на практичну дальність польоту, при проведенні розрахунків дальності і тривалості польоту.
4. Облік факторів, що впливають на безпеку маневрів у вертикальній площині при обгинанні БПЛА рельєфу місцевості або штучних споруд, при визначенні безпечної висоти польоту.

## **5.2 Висновки по розділу 5**

У даному розділі було створено структурно логічну схему квадрокоптера.

Розглянуто випадки, при яких квадрокоптер може вийти з ладу, і які можуть привести до його падіння і аварії, та що робити, якщо вони виникають.

## 6. Підвищення надійності квадрокоптера

### 6.1 Резервування контуру керування БПЛА

Аналіз літературних джерел показав, що при добавленні спеціальної програми квадрокоптер може літати на двох гвинто-моторних групах (модель бікоптера), закріплених по діагоналі, тоді структурна логічна схема надійності квадрокоптера має змішану структуру. При відмові одного з послідовно з'єднаних елементів відбувається відмова всієї системи, а паралельне з'єднання елементів представляє собою резервування.

Були обрані структурні методи розрахунку надійності оскільки вони є основними методами розрахунку показників надійності в процесі проектування об'єктів, що піддаються розукрупненню на елементи, характеристики надійності яких в момент проведення розрахунків відомі або можуть бути визначені іншими методами. Кількісні показники надійності

визначаються за формулами:

$$f(t) = \frac{dq(t)}{dt}, \quad f(\Delta t_i) = \frac{\Delta n(\Delta t_i)}{N_0 \cdot \Delta t_i}, \quad p(t) = e^{-0,0004t},$$

$q(t) = 1 - e^{-0,0004t}$ , де  $f(t)$  - щільність розподілу відмов;  $p(t)$  - ймовірність безвідмовної роботи (ІБР);  $q(t)$  - ймовірність відмов; 0,004 - розраховане значення інтенсивності відмов квадрокоптера;  $t$  - наробіток об'єкта;  $\Delta n$  - кількість відмов у інтервалі наробітку  $\Delta t_i$ ;  $N_0$  - загальна кількість складових елементів, блоків об'єкта дослідження. Оцінка ІБР САК без резервування

$$P_c(40) = 0,829.$$

Структурна логічна схема надійності квадрокоптера з вдосконаленою САК (рис. 8) має змішану структуру (містить послідовні і паралельні зв'язки). При відмові одного з послідовно з'єднаних елементів відбувається відмова всієї системи, а паралельне з'єднання елементів представляє собою резервування [10].

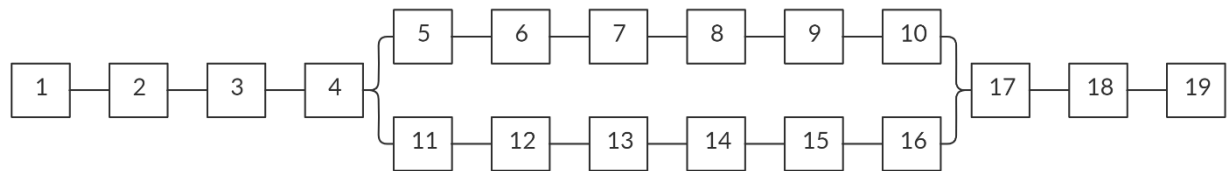


Рис. 8. Структурна логічна схема надійності квадрокоптера

На рис. 8. позначено : 1 - пульт керування, 2 – передатчик, 3 – приймач, 4 – польотний контролер, 5 – РОБД1, 6 – двигун 1, 7 – пропелер 1, 8 – РОБД3, 9 – двигун 3, 10 – пропелер 3 , 11 – РОБД2, 12 – двигун 2, 13 – пропелер 2, 14 – РОБД4, 15 – двигун 4, 16 – пропелер 4, 17 – навігаційна система визначення місцеположення., 18 – тривісний акселерометр, 19– тривісний гіроскоп.

Структурна логічна схема надійності квадрокоптера є змішаною (з послідовною і паралельною структурою), статистичну оцінку ймовірності безвідмовної роботи квадрокоптера можна знайти за формулою:

$$p_c(t) = p_1 \cdot p_2 \cdot p_3 \cdot p_4 \cdot (1 - (1 - p_5) \cdot (1 - p_6) \cdot (1 - p_7) \cdot (1 - p_8) \cdot (1 - p_9) \times \\ \times (1 - p_{10}) \cdot (1 - p_{11}) \cdot (1 - p_{12}) \cdot (1 - p_{13}) \cdot (1 - p_{14}) \cdot (1 - p_{15}) \cdot (1 - p_{16})) \cdot p_{17} \cdot p_{18} \cdot p_{19},$$

де  $p_1$  - ІБР пульта керування ,  $p_2$  - ІБР передатчика,  $p_3$  - ІБР приймача,  $p_4$  - ІБР польотного контролера,  $p_5$  - ІБР РОБД1,  $p_6$  - ІБР двигуна 1,  $p_7$  - ІБР пропелера 1,  $p_8$  - ІБР РОБД3,  $p_9$  - ІБР двигуна 3,  $p_{10}$  - ІБР пропелера 3,  $p_{11}$  - ІБР РОБД2,  $p_{12}$  - ІБР двигуна 2,  $p_{13}$  - ІБР пропелера 2,  $p_{14}$  - ІБР РОБД4,  $p_{15}$  - ІБР двигуна 4,  $p_{16}$  - ІБР пропелера 4,  $p_{17} \approx 1$  - ІБР навігаційної системи визначення місцеположення  $p_{18} \approx 1$  - ІБР тривісного акселерометра,  $p_{19} \approx 1$  - ІБР тривісного гіроскопа.

За розробленою структурно-логічною схемою надійності квадрокоптера проведений аналіз надійності квадрокоптера з вдосконаленою САК структурними методами розрахунку надійності, які дають більше розукрупнення на елементи і блоки, що важливо для знаходження



характеристик надійності, а також представлені розрахунки показників надійності для кожного елементу, блоку, САК та всього БПЛА.

Математична модель розрахунку ІБР квадрокоптера

$$p_c(t) = (e^{-0.0002t})(e^{-0.0002t})(e^{-0.0003t}) \times [1 - (1 - (e^{-0.0002t})) \times (1 - (e^{-\frac{t^2}{100000}})) \times (1 - (e^{-0.0004t})) \times (1 - (e^{-0.0002t})) \left(1 - \left(e^{-\frac{t^2}{100000}}\right)\right) (1 - (e^{-0.0004t}))(1 - (e^{-0.0002t})) \times (1 - (e^{-\frac{t^2}{100000}}))(1 - (e^{-0.0004t}))(1 - (e^{-0.0002t}))(1 - (e^{-\frac{t^2}{100000}}))(1 - (e^{-0.0004t}))].$$

Оцінка ІБР САК, в якій використано програмне резервування  $p_c = 0,972$ .

Таким чином, введення додаткової обчислювальної програми підвищить надійність САК в 1,17 разів.

## 6.2 Ранжування факторів впливу на надійність квадрокоптера

Для досягнення мети було розроблено метод ранжування внутрішніх і зовнішніх факторів впливу на надійність квадрокоптера, що дало змогу визначити шляхи і засоби підвищення надійності квадрокоптера та вдосконалити його САК за рахунок зменшення визначених основних впливів шляхом підбору більш якісних з точки зору надійності елементів і пристроїв САК квадрокоптера, розробки алгоритму функціонування САК квадрокоптера підвищеної надійності та використання програмного резервування за розробленим алгоритмом. За основний критерій ранжування прийнята статистична оцінка ймовірності безвідмовної роботи кожної складової квадрокоптера.

Ранжування факторів впливу на надійність квадрокоптера, що проведено за розробленим методом, наведено в табл. 13.

Фактори впливу на надійність квадрокоптера, які наведені в табл. 1, можна об'єднати (деякі пункти в один), оскільки вони знаходяться в одному блоці керування, або не можуть функціонувати один без одного.

На основі даних, отриманих з таблиці ранжування, розроблено блок-схему алгоритму для автоматичного керування БПЛА (рис. 9).

Оскільки в даній роботі виконувалась розробка алгоритму для підвищення надійності вдосконаленням системи автоматичного керування квадрокоптера, дані з таблиці 1 про механічні пошкодження (перенавантаження рами) не враховувалися, тому що вдосконаленням САК їх ліквідувати або зменшити неможливо.

*Таблиця 13*

| Відмови                           | Кількість відмов | Причина відмови  | Надійність                 |
|-----------------------------------|------------------|--|----------------------------|
| Відмова гвинтомоторної групи      | 130              | Високі оберти  | $\frac{281}{1000} = 0,281$ |
|                                   | 99               | Вади (тріщини, надколи)  |                            |
|                                   | 52               | Перегрів двигуна   |                            |
| Відмова акумулятора               | 198              | Різне падіння напруги, нестабільна напруга, підвищення напруги | $\frac{198}{1000} = 0,198$ |
| Перенавантаження рами             | 63               | Перенавантаження   | $\frac{81}{1000} = 0,081$  |
|                                   | 18               | Виліт променів з місця посадки                                 |                            |
| Відмова апаратури радіо керування | 60               | Перешкоди передачі сигналу                                     | $\frac{60}{1000} = 0,060$  |
| Відмова бортового комп'ютера      | 28               | Збій програмного забезпечення                                  | $\frac{41}{1000} = 0,041$  |
|                                   | 10               | Замикання  |                            |
|                                   | 3                | Не справні елементи плати                                      |                            |

### 6.3 Алгоритм автоматичного керування квадрокоптера

На основі даних, отриманих з таблиці ранжування, розроблено блок-схему алгоритму для автоматичного керування БПЛА (рис. 9).

Алгоритм був побудований на основі складеної таблиці ранжування факторів надійності.

Алгоритм функціонування САК квадрокоптера підвищеної надійності, блок-схема якого представлена на рис. 9, не допускає перевищення основних обмежень, пов'язаних з експлуатацією квадрокоптера в цілому, при справній роботі елементів, блоків, систем і устаткування.

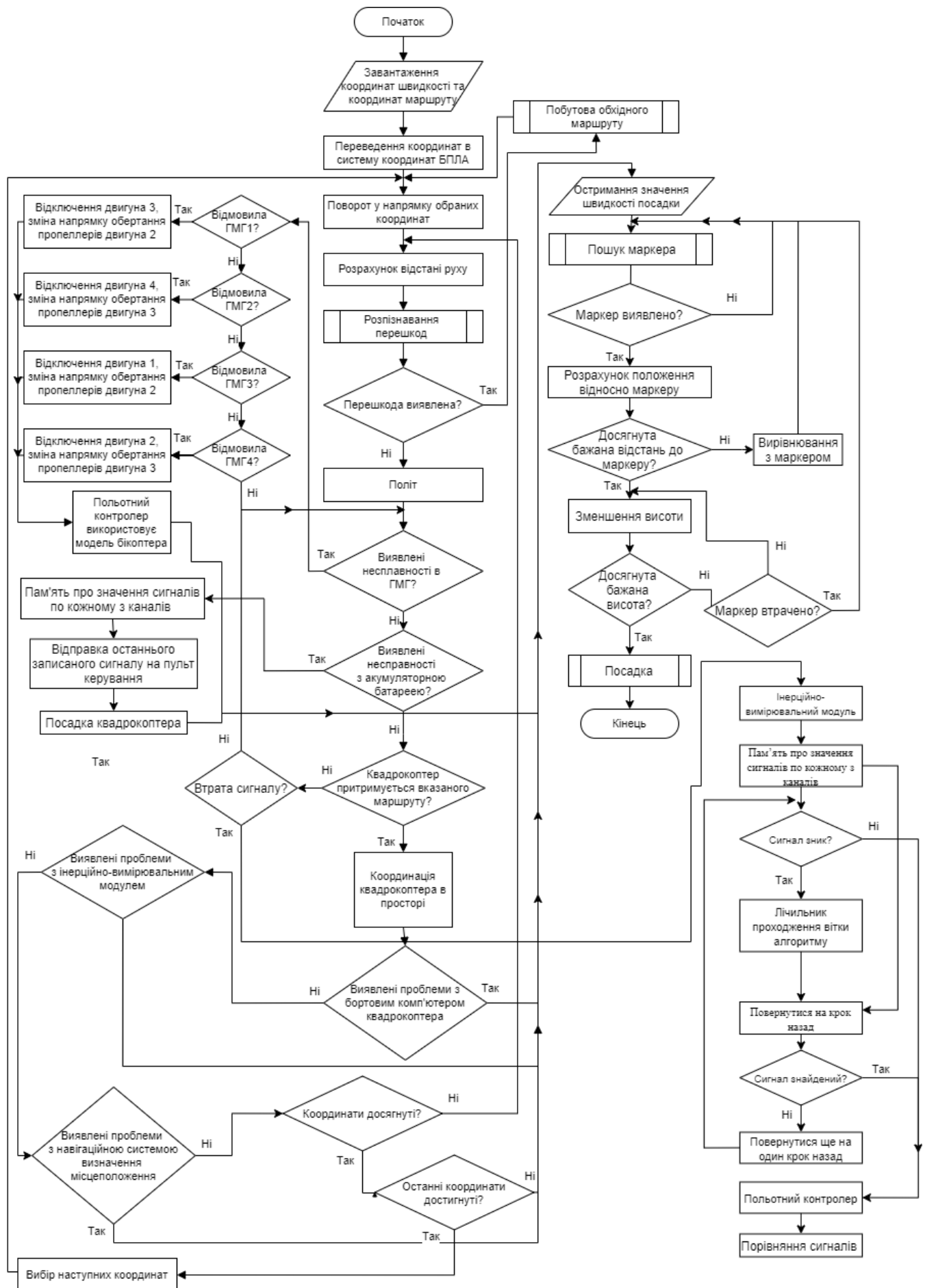


Рис. 9. Блок-схема алгоритму автономного польоту БПЛА

Алгоритм складається з наступних кроків:

- 1) завантаження координат маршруту в систему;
- 2) перетворення координат маршруту до системи координат, пов'язаній з БПЛА;
- 3) поворот БПЛА у напрямку обраних координатах руху;
- 4) розрахунок відстані до визначеної точки; протягом польоту польотний контролер записує значення сигналів керування з періодом 20 мс.;
- 5) розпізнавання перешкод та побудова обхідного маршруту у разі їх виявлення;
- 6) переміщення до визначеної точки;
- 7) якщо виявлені несправності в будь-якій гвинтомоторній групі (ГМГ), використовується алгоритм переходу квадрокоптера на модель бікоптер;
- 8) при виявленні несправності в акумуляторній батареї використовується алгоритм несправної роботи акумулятора:
  - 8.1) якщо акумуляторна батарея починає працювати нестабільно (нестабільна напруга, різке підвищення або падіння напруги), на пульт керування відправляється останній записаний сигнал;
  - 8.2) в разі повної відмови акумулятора відбувається посадка квадрокоптера, для того щоб запобігти падіння.
- 9) перевірка на втрату радіосигналу: якщо квадрокоптер втратив сигнал, використовується алгоритм повернення БПЛА на крок назад, якщо сигнал присутній, алгоритм продовжує працювати далі;
- 10) перевірка координації квадрокоптера в просторі;
- 11) аналіз на виявлення проблем з бортовим комп'ютером квадрокоптера: якщо проблеми виявлені то вмикається алгоритм посадки квадрокоптера;
- 12) проводиться аналіз на виявлення проблем з інерційно-вимірювальним модулем: якщо проблеми виявлені то вмикається алгоритм посадки квадрокоптера;

- 13) проводиться аналіз на виявлення проблем з навігаційною системою місцеположення, якщо проблеми виявлені то вмикається алгоритм посадки квадрокоптера;
- 14) вибір наступних координат маршруту, якщо вони присутні та повторення кроків 3-6, в іншому випадку – кінець польоту (посадка квадрокоптера).
- 15) перевірка кожної гвинтомоторної групи на коректність роботи;
- 16) у випадку відмови однієї, або двох ГМГ, відбувається перебудова БПЛА з квадрокоптера в бікоптер, що дає змогу запобігти падіння;
- 17) сигнал переданий з передача на приймач у приймачі розділяється по каналам і потрапляє на вхід польотного контролера, де перетворюється у цифровий сигнал;
- 18) польотний контролер порівнює отримані дані, вважається, що якщо значення по всіх каналах не нульові, ланка передатчик-приймач не відмовила, і тоді поточні значення по каналах крену  $\gamma_{zi}(t)$ , тангажу  $\theta_{zi}(t)$ , рискання  $\psi_{zi}(t)$ , тяги  $R_{zi}(t)$  вважаються достовірними, і використовуються для завдання керуючих сигналів в САК квадрокоптера;
- 19) якщо виконується система рівнянь (1), сигнал з інформацією по каналах крену, рискання, тангажу, тяги, переданий з ланки передатчик-приймач і оцифрований у польотному контролері, вважається втраченим, відбувається повернення квадрокоптеру в площину передачі сигналу оператором по попередньо переданим і записаними у пам'ять значенням сигналів по кожному з каналів (2);
- 20) виконується перевірка сигналу з приймача на предмет виконання системи рівнянь (1): якщо система виконується, то квадрокоптер ще на один крок повертається назад;
- 21) якщо умова відновлення сигналу вважається виконаною (система рівнянь (3)), цикл закінчується.

$$\begin{cases} \gamma_{zi}(t) = 0; \\ \psi_{zi}(t) = 0; \\ \theta_{zi}(t) = 0; \\ R_{zi}(t) = 0. \end{cases} \quad (1)$$

$$-\gamma_{zi-n}(t-n\Delta T), -\psi_{zi-n}(t-n\Delta T), -\theta_{zi-n}(t-n\Delta T), R_{zi-n}(t-n\Delta T), \quad (2)$$

де  $n$  — кількість проходжень вітки алгоритму,  $T$  — період надходження керуючого сигналу,  $T = 20$  мс.

$$\begin{cases} \gamma_{zi}(t) \neq 0; \\ \psi_{zi}(t) \neq 0; \\ \theta_{zi}(t) \neq 0; \\ R_{zi}(t) \neq 0. \end{cases} \quad (3)$$

- 22) визначення швидкості посадки;
- 23) пошук та захоплення маркера посадки;
- 24) обчислення координат маркера посадки відносно квадрокоптеру та відстані до нього;
- 25) вирівнювання положення квадрокоптеру над маркером;
- 26) ітеративний спуск з верифікацією маркера посадки.

За блок-схемою повного алгоритму функціонування автопілота квадрокоптера підвищеної надійності, в подальшій роботі буде розроблена програма, яка вдосконалює САК квадрокоптера і покращує безвідмовність її функціонування.

## **6.4 Висновки по розділу 6**

За розробленим методом ранжування спроектований алгоритм додаткової обчислювальної програми функціонування САК квадрокоптера, що представляє собою програмне резервування з точки зору підвищення функціональної надійності. Алгоритм не допускає перевищення основних обмежень, пов'язаних з експлуатацією квадрокоптера в цілому, при справній роботі елементів, блоків, систем і устаткування.

Було розроблено резервування контуру керування БПЛА, що надало змогу використовувати лише два двигуни при відмові будь-якої ГМГ.

## 7. Математична модель руху квадрокоптера та розрахунок показників надійності квадрокоптера за обраним методом

### 7.1 Математична модель руху квадрокоптера

Режими руху квадрокоптера можна записати в такий спосіб:

$$U = \begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2); \\ U_2 = lb(-\Omega_2^2 - \Omega_4^2); \\ U_3 = lb(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2); \\ U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2). \end{cases}$$

При подальшому розгляді математичної моделі динаміки руху квадрокоптера, режими руху будуть використовуватися як впливи, що задають для платформи БПЛА. Положення квадрокоптера в просторі щодо нерухомої системи координат представляється за допомогою векторів положення і швидкості. Цими векторами є: вектор положення квадрокоптера  $P$ , вектор поступальної швидкості квадрокоптера  $\theta$ , вектор кутової швидкості квадрокоптера  $W$  і вектор орієнтації квадрокоптера  $E$ .

Вектор положення квадрокоптера  $P$  можна представити рівнянням:

$$\vec{P} = \begin{bmatrix} P_i \\ P_j \\ P_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

де  $i, j, k$  - проекції вектора положення в зв'язаній системі координат.

Вектор поступальної швидкості квадрокоптера  $\theta$  має вигляд:

$$\vec{\theta} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}$$

де  $u, v$  і  $w$  - проекції поступальної швидкості квадрокоптера в пов'язаній системі координат.



Вектор кутової швидкості квадрокоптера  $\vec{W}$  матиме такий вид:

$$\vec{W} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

де  $p$ ,  $q$  і  $r$  є проекціями обертальної швидкості квадрокоптера в зв'язаній системі координат.

Вектор орієнтації квадрокоптера  $\vec{E}$  залежно від фіксованої системи координат має вигляд:

$$\vec{E} = \begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}$$

Ці вектори є станами квадрокоптера в будь-якому інтервалі часу і використовуються для керування квадрокоптера. Узагальнений вектор  $\vec{X}$  стану матиме вигляд:

$$\vec{X} = \begin{bmatrix} \vec{\vartheta} \\ \vec{W} \\ \vec{E} \\ \vec{P} \end{bmatrix}$$

Для знаходження законів руху квадрокоптера використовуємо вираз закону Ньютона:

$$\sum \vec{F} = m \left( \frac{d}{dt} \vec{\vartheta} + \vec{W} \times \vec{\vartheta} \right)$$

Чинними силами на квадрокоптер при відсутності впливу впливів, що збурюють систему, є сила ваги  $G$  і сили тяги  $T$ :

$$\sum \vec{F} = \vec{G}_g + \vec{T}_g$$

$$\vec{G}_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}, \vec{T}_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix}, \vec{T}_g = \sum_{n=1}^4 \Omega$$

де  $m$  - маса квадрокоптера,  $g$  – прискорення вільного падіння і  $\Omega$  – швидкість обертання ротора.

Отже, і можна записати вираз для сили  $G$  в зв'язаній системі координат за допомогою матриці обертання:

$$\vec{G} = mg \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \varphi \\ \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix}; \vec{T} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix}.$$

Рівняння приймає наступний вигляд:

$$\vec{G} + \vec{T} = m \left( \frac{d\vec{\vartheta}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{\vartheta} \right).$$

Звідки

$$\frac{d\vec{\vartheta}}{dt} = \frac{1}{m} \left( mg \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \varphi \\ \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} \right) - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}.$$

Отже, за допомогою алгебри матриць виходить

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \begin{bmatrix} -g \sin \theta - qw + rv \\ g \cos \theta \sin \varphi - ru + pw \\ g \cos \theta \cos \varphi + \frac{T}{m} - pv + qu \end{bmatrix}.$$

Рівняння можна записати в вигляді системи:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rw - qw - g \sin \theta; \\ \dot{v} &= pw - ru + g \cos \theta \sin \varphi; \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \theta \cos \varphi + \frac{T}{m}. \end{aligned}$$

При лінеаризації система матиме вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= (r_0 + \Delta r)(v_0 + \Delta v) - (q_0 + \Delta q)(w_0 + \Delta w) - g \sin(\theta_0 + \Delta \theta); \\ \dot{v} &= (p_0 + \Delta p)(w_0 + \Delta w) - (r_0 + \Delta r)(u_0 + \Delta u) + g \cos(\theta_0 + \Delta \theta) \sin(\varphi_0 + \Delta \varphi); \\ \dot{w} &= (q_0 + \Delta q)(u_0 + \Delta u) - (p_0 + \Delta p)(v_0 + \Delta v) + g \cos(\theta_0 + \Delta \theta) \cos(\varphi_0 + \Delta \varphi) + \frac{T}{m}. \end{aligned}$$

Використовуючи закон тригонометрії і з урахуванням того, що при нульових початкових умовах і малих кутах

$$\begin{aligned}\sin a &= \sin(a + \Delta a) = \sin \Delta a = \Delta a; \\ \cos a &= \cos(a + \Delta a) = \cos \Delta a = 1,\end{aligned}$$

рівняння прийме такий вигляд:

$$\begin{aligned}\dot{u} &= \Delta r \Delta v - \Delta q \Delta w - g \Delta \varphi; \\ \dot{v} &= \Delta p \Delta w - \Delta r \Delta u + g \Delta \theta; \\ \dot{w} &= \Delta q \Delta u - \Delta p \Delta v + g \frac{T}{m},\end{aligned}$$

де  $\Delta p$ ,  $\Delta q$  і  $\Delta r$  - зміни проекцій вектора обертальної швидкості;  $\Delta u$ ,  $\Delta v$  і  $\Delta w$  - зміни проекцій вектора поступальної швидкості;  $\Delta \varphi$  і  $\Delta \theta$  - зміни кутів крену і тангажу.

Так як значення змін параметрів дуже малі, то їх помноження призведе до малого числа, яким можна знехтувати.

Отже, отримаємо математичні вирази прискорень по крену  $\varphi$ , тангажу  $\theta$  і нишпоренню  $\psi$

$$\begin{aligned}\ddot{\varphi} &= \frac{lb(T_1 - T_2 + T_3 - T_4)}{I_{xx}}; \\ \ddot{\theta} &= \frac{lb(-T_1 + T_2 - T_3 + T_4)}{I_{yy}}; \\ \ddot{\psi} &= \frac{d(-T_1 + T_2 - T_3 + T_4)}{I_{zz}}. \\ \dot{u} &= -g \iint \frac{lb(T_1 - T_2 + T_3 - T_4)}{I_{xx}}\end{aligned}$$

Підставимо в вираз  $\dot{u} = dx/dt$  і замінив інтеграл оператором Лапласа, отримаємо математичну модель руху квадрокоптера відносно осі  $OX$  та  $OY$ :

$$\begin{aligned}\frac{d\dot{x}}{dt} &= -g \left( \frac{lb(T_1 - T_2 + T_3 - T_4)}{p^2 I_{xx}} \right). \\ \frac{d\dot{y}}{dt} &= g \left( \frac{lb(-T_1 + T_2 - T_3 + T_4)}{p^2 I_{yy}} \right).\end{aligned}$$

Для реалізації законів руху в тривимірному просторі отримаємо рівняння контуру зміни висоти польоту або зависання квадрокоптера:

$$\frac{dz}{dt} = g \left( \frac{l(T_1 + T_2 + T_3 + T_4)}{p^2 m} \right).$$

Контур керування висотою не включає в себе обертання навколо осі  $OZ$ .

При лінійному моделюванні контур кута рискання  $\psi$  є окремим контуром керування і математична модель для швидкості зміни кута рискання має такий вигляд:

$$\frac{d\psi}{dt} = g \left( \frac{d(-T_1 + T_2 - T_3 + T_4)}{p^2 I_{zz}} \right).$$

Для визначення бажаної траєкторії руху і орієнтації об'єкта в просторі необхідно знати залежність координат центру мас квадрокоптера від часу. Рішення системи диференціальних рівнянь здійснюється шляхом чисельного інтегрування, що дозволяє знайти залежності  $x(t)$ ,  $y(t)$ ,  $z(t)$ ,  $\varphi(t)$ ,  $\theta(t)$ ,  $\psi(t)$ , і провести відповідне моделювання руху БПЛА.

Таким чином, отримані в результаті аналізу основних закономірностей руху квадрокоптера диференціальні рівняння представляють собою математичну модель, яка описує просторовий рух БПЛА.

## 7.2 Керування квадрокоптером при відмові двох гвинтів

Для того щоб побудувати модель відмов квадрокоптера треб спочатку скласти класифікацію цих відмов.

Класифікація відмов виглядає наступним чином:

1. Зниження тяги гвинта, але не нижче критичного значення. З практичних міркувань обираємо критичне значення, 30% від максимальної тяги. Зазвичай це відбувається, коли акумулятор втратив свою ємність нерівномірним способом.

2. Тимчасова несправність гвинта або тимчасове зменшення тяги нижче 30% від максимальної тяги. Інтервал часу, протягом якого це відбувається, досить короткий, тобто час, протягом якого розпізнавання відмови менше часу, необхідного для обчислення елемента керування.

3. Повна відмова двигуна або зменшення тяги нижче 30% від максимальної тяги.

4. Повна відмова двох симетричних гвинтів.

5. Повна відмова двох сусідніх (сусідніх) гвинтів.

6. Повна відмова трьох гвинтів.

Використовуючи цю класифікацію, можемо знайти лише кілька робіт, які з різним ступенем успіху вирішують, проблема контролю, коли виникає одна або кілька несправностей.

### 7.2.1 Рішення проблем

Як частина загальної проблеми побудови алгоритму аварійної посадки у випадку відмови типу 1 і 4 для квадрокоптера, повинні ввести припущення для побудови адекватної математичної моделі квадрокоптера. Поділимо їх на дві групи. До першої групи належать припущення, викликані обмеженнями, що виникають на рівні розвитку технологій. Наприклад, на сучасному рівні технологій не можемо створити квадрокоптер масою 1 кг і тривалістю польоту 5 годин, оскільки 1-кілограмовий акумулятор просто не зможе накопичити достатньо енергії для 5 годин польоту. Таким чином, маємо такі припущення.

- Максимальна тяга не перевищує подвійної сили тяжіння для квадрокоптера, а мінімальна тяга під час польоту не опускається нижче значення, визначеного на холостому ході  $U_m > 0$ . Таким чином  $U_m < f_i 2mg = U_M, i = 1, 3$ . Зазвичай розглядають математичну модель квадрокоптера, яка має верхню межу керування в 1,5 рази більше, але справжніх моделей з цими характеристиками дуже мало.

- Транспортний засіб має слабку парусність, тобто він не може парити при відключеному гвинті. Як наслідок, припускаємо, що вітер суттєво не впливає на політ.

- Пропелер за певний час досягає бажаної швидкості; у найпростішому випадку  $\dot{\omega}_i = \frac{1}{T_\omega} (\omega_U - \omega_i)$ , де  $\omega_U$  - бажана кутова швидкість  $i$ -го гвинта,  $\omega_i$  - поточна кутова швидкість  $i$ -го гвинта,  $T_\omega \approx 0,01 - 0,02$  - приблизний час затримки. Також важливо розрізняти поняття механічного та магнітного моментів двигуна. Магнітний момент визначається кількістю і якістю магнітів на роторі, перетині кабелю, намотаного на зубці статора, кількість зубців, магнітні властивості матеріалу, з якого виготовляються зубні пластини тощо. Механічний момент, навпаки, визначається фізичними розмірами двигуна, оскільки гвинт прикріплений безпосередньо до ротора двигуна, відсутністю втрат у перехідних ланках. Завдяки жорсткому кріпленню та ідеальному балансу гвинта можна припустити, що на роторі відсутні вібрації, хоч і малі.

- Частота керування орієнтацією становить 650 Гц, оскільки інерційні датчики дають показання з частотою 1200 Гц. Контроль положення здійснюється з набагато нижчою частотою; це лише 50 Гц. Геодезичне положення та швидкість транспортного засобу вимірюються з цією швидкістю. Дані про частоту будуть використовуватися для моделювання руху.

Розглянемо другу групу припущень, яка дозволить нам значно спростити математичну модель, що визначає динаміку квадрокоптера.

- Квадрокоптер на момент виходу з ладу перебуває в режимі зависання, тобто немає жодного явного обертання навколо вертикальної осі, ані значного нахилу площини транспортного засобу.

- Реактивний момент пропелера  $\tau_i$  лінійно пропорційний силі тяги, тобто  $\tau_i = (-1)^{i+1} k_\tau f_i$ .

- Сила тяги кожного гвинта пропорційна квадрату кутової швидкості гвинта, тобто  $f_i = k_f \omega_i^2$ .

- Аеродинамічний опір діє лише проти кутової швидкості обертання щодо до  $O_z$ , тобто  $\tau_d = (\tau_{dx}, \tau_{dy}, \tau_{dz}) = (0, 0, -\gamma_z r)$ . Вплив квадратичних складових незначний.

- Швидкість керування обертанням гвинта є достатньо високою, щоб швидкість двигуна не мала впливати на рух квадрокоптера. Таким чином, можна припустити, що  $I^P \ll I^B$ , а отже  $I^P \dot{\omega}^{P_i} \simeq 0$ , де  $\omega^{P_i} = (0, 0, \omega_i)$  - кутова швидкість пропелера,  $I^P = \text{diag} (I_{xx}^P, I_{yy}^P, I_{zz}^P)$  та  $I^B = \text{diag} (I_{xx}^B, I_{yy}^B, I_{zz}^B)$  - матриці інерції для гвинтів та квадрокоптерів відповідно.

- Момент обертання, створений ротором двигуна, може бути порівнянним з моментом обертання центру мас квадрокоптера, тому значення  $I^P \omega^{P_i}$  не можна трактувати як незначне, незважаючи на попередній пункт.

- Тіло квадрокоптера має симетрію, тобто  $I_{xx}^B = I_{yy}^B$ . Тут динамічна модель квадрокоптер має симетричне розташування гвинта відносно центру мас.

## 7.2.2 Динаміка

Ми використовуємо досить загальну модель квадрокоптера, яка є найбільш підходящою в нашій ситуації.

Положення центру мас квадрокоптера визначено в інерційній системі координат і задається вектором  $d^E = (d_1, d_2, d_3) \in \mathbb{R}^3$ . Рух квадрокоптера як твердого тіла визначається системою диференціальних рівнянь,

$$m \ddot{d}^E = \mathbf{R}^{EB} e_3 f_\Sigma + m \mathbf{g}^E + F_{ae}^B / m, \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{R}}^{EB} = \mathbf{R}^{EB} \times \omega_{EB}^B, \quad (2)$$

$$\tau_{res} = \mathbf{I}^B \dot{\omega}^B + \underbrace{\sum_{i=1}^{N_p} \mathbf{I}^P \dot{\omega}^{P_i} + \omega^B \times \left( \mathbf{I}^B \omega^B + \sum_{i=1}^{N_p} \mathbf{I}^P (\omega^B + \omega^{P_i}) \right)}_{=\tau_S}, \quad (3)$$

$$\tau_{res} = \begin{bmatrix} (f_2 - f_4)l + \tau_{dx} \\ (f_3 - f_1)l + \tau_{dy} \\ k_\tau f_\Sigma + \tau_{dz} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

де  $F_{ae}^B \approx 0$ ,  $f_\Sigma = \sum_{i=1}^{N_p} f_i$ ,  $\tau_{res}$  - сумарний момент сил, що діють на квадрокоптер як тверде тіло,  $N_p$  - кількість пропелерів, через  $g^E = (0, 0, g)$ ,  $g = -9,81$  позначається вектор сили тяжіння вільного падіння,  $R^{EB} \in R^{3 \times 3}$  - матриця обертання інерційної системи координат  $E$  з відносно системи координат тіла  $B$ . Перетворення швидкості визначається з рівняння  $v^E = R^{EB}v^B$ , де  $\tau_s$  - момент, зумовлений силою Коріоліса та реактивним моментом усіх гвинтів,

$$\tau_s = \begin{bmatrix} (I_{zz}^Q - I_{yy}^Q)qr + I_{zz}^P\omega_\Sigma \\ -(I_{zz}^Q - I_{xx}^Q)pr - I_{zz}^P\omega_\Sigma \\ -(I_{xx}^Q - I_{yy}^Q)pq \end{bmatrix}, \quad (5)$$

де

$$\omega_\Sigma = \sum_{i=1}^{N_p} \omega_i.$$

### 7.2.3 Від квадрокоптера до бікоптера

Спочатку розглянемо випадок, коли працюють лише два симетричні гвинти. Щоб бути певним, призначимо їм номери 1 і 3, тобто  $\omega_\Sigma = \omega_1 + \omega_3$ . Таким чином, замість чотирьох незалежних контролів у нас залишилося лише двоє. Для простоти подальшого викладу ними буде зручно користуватися як  $u_\Sigma = f_1 + f_3$ ,  $u_\Delta = f_1 - f_3$ . Таким чином, квадрокоптер можна назвати бікоптером. Модель квадрокоптер-бікоптер містить 18 диференціальних рівнянь, і існує лише 2 незалежних керування. Може показатися, що при відмові типу 4 можемо самостійно контролювати лише один із двох кутів (нахил або кут нахилу), а стан курсу некерований. Тому не можемо досягнути у бікоптера руху, схожого на рух квадрокоптера, потрібно переформулювати задачу зависання на випадок, коли транспортний засіб знаходиться в постійному



обертанні. переписуємо систему (1) - (5) у спрощеній формі з використанням припущення про те, що два гвинти відмовили (вийшли з ладу)

$$\ddot{\mathbf{d}}^E = \frac{1}{m} \mathbf{R} e_3 u_\Sigma + \mathbf{g}^E, \quad (6)$$

$$\dot{\mathbf{R}} = \mathbf{R} \begin{bmatrix} 0, & -r, & q \\ r, & 0, & -p \\ -q, & p, & 0 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

$$\dot{p} = -\frac{\Delta I}{I_{xx}^B} q r - \frac{I_{zz}^P}{k_f I_{xx}^B} q \omega_\Sigma, \quad (8)$$

$$\dot{q} = +\frac{\Delta I}{I_{xx}^B} p r + \frac{I_{zz}^P}{k_f I_{xx}^B} p \omega_\Sigma + u_\Delta \frac{l}{I_{xx}^B}, \quad (9)$$

$$\dot{r} = 0 - \frac{\gamma_z}{I_{zz}^B} r + \frac{k_\tau}{I_{zz}^B} u_\Sigma, \quad (10)$$

де

$$\omega_\Sigma = \sqrt{\frac{u_\Sigma - u_\Delta}{2k_f}} + \sqrt{\frac{u_\Sigma + u_\Delta}{2k_f}},$$

$$I_{zz}^Q = I_{zz}^B + 4I_{zz}^P, \quad I_{xx}^Q = I_{xx}^B + 4I_{xx}^P, \quad \Delta I = I_{zz}^Q - I_{xx}^Q.$$

Припустимо, що бажаною поведінкою бікоптера є зависання на заданій висоті, тобто  $\dot{\mathbf{d}}_{\text{des}}^E = (0, 0, 0)$ ,  $\mathbf{d}_{\text{des}}^E = (0, 0, H)$ ,  $H \geq 0$ . Бажана орієнтація бікоптера залишається незмінною, тобто орієнтація транспортного засобу повинена бути паралельна площині підйому. Остання вимога передбачає, що всю орієнтацію можна замінити єдиним вектором  $\mathbf{n} \in \mathbb{R}^3$ ,  $\|\mathbf{n}\|$ , бажане значення якого є  $\mathbf{n}_{\text{des}} = (0, 0, 1)$ . На жаль, оскільки не можемо самостійно управляти кутами, приходимо до проблеми побудови бажаного допустимого руху. Основна ідея запропонованого підходу полягає в тому, що крім орієнтації та місцеположення, також хочемо, щоб гвинт обертася з постійною кутовою швидкістю, тобто щоб  $\omega_{\text{des}}^B = (0, 0, \omega^*)$ . Таким чином приходимо до нової постановки проблеми, а саме: розробити закон керування, який стабілізує систему (6) - (10) до бажаної траєкторії  $\mathbf{d}_{\text{des}}^E$ ,  $\dot{\mathbf{d}}_{\text{des}}^E$ ,  $\mathbf{n}_{\text{des}}$ ,  $\omega_{\text{des}}^B$ .

### 7.2.4 Модель дрейфу для бікоптера

Припустимо, що бажаний рух встановлено. Також, крім постійних кутових швидкостей, система має періодичні коливання, період яких позначаємо  $T_{hvr}$ . Для того, щоб знайти модель бажаного руху, нам потрібно усереднити всі рівняння в системі (6) - (10) і прирівняти праву частину до нуля.

Зауваження 1. Через досить велику швидкість обертання  $\omega^*$  вважаємо, що всі бажані значення усереднені за період часу  $T_{hvr}$ , і сам бажаний рух є дрейфом точного руху.

Зауваження 2. Наявність нулів у правій частині усереднених рівнянь не є детермінованою але обрана завдяки простоті.

Часткове рішення траєкторії дрейфу можна представити у вигляді

$$\bar{q} = \bar{p} = 0, \quad \bar{r} = \frac{k_\tau}{\gamma_z} \bar{u}_\Sigma \neq 0, \quad \bar{\mathbf{n}} = \mathbf{e}_3, \quad (11)$$

і значення елементів керування тут має бути постійним, тобто  $\bar{u}_\Sigma = m \|\mathbf{g}\|^E$ ,  $\bar{u}_\Delta = 0$ , ці елементи керування відповідають усередненим кутовим швидкостям двигунів  $\bar{\omega}_1 = \bar{\omega}_3 = \sqrt{\bar{u}_\Sigma / 2k_f} = \sqrt{mg / 2k_f}$ ,  $\omega_1 \neq \omega_3$ , а загальна середня кутова швидкість гвинтів визначається за формулою

$$\bar{\omega} = \sqrt{\frac{mg}{2k_f}}. \quad (12)$$

### 7.2.5 Керування лінеаризованою моделлю

Ми використовуємо рішення (11) для побудови лінеаризованої системи відносно заданого рішення, і нас цікавлять не всі змінні, а лише ті, що визначають орієнтацію об'єкта. Введемо нові змінні

$\tilde{s} = s - \bar{s} = (p, q, n_x, n_y, r) - (\bar{p}, \bar{q}, \bar{n}_x, \bar{n}_y, \bar{r})$ , позначаючи  $(n_x, n_y, n_z) = \mathbf{Re}_3$  компоненти поточної віртуальної нормалі коптера. Лінеаризована система має вигляд

$$\dot{\tilde{s}} = A\tilde{s} + Bu, \quad (13)$$

$$A = \frac{\partial \dot{s}}{\partial s} \Big|_{s=\bar{s}} = \begin{bmatrix} 0 & \bar{a} & 0 & 0 & 0 \\ -\bar{a} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\bar{n}_z & 0 & \bar{r} & 0 \\ \bar{n}_z & 0 & -\bar{r} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -k_r \end{bmatrix}, \quad B = \frac{l}{I_{xx}^B} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (14)$$

де

$$\bar{a} = \frac{I_{xx}^Q - I_{zz}^Q}{I_{xx}^B} \bar{r} - \frac{I_{zz}^Q}{I_{xx}^B} \bar{\omega}_\Sigma = \frac{mg}{I_{xx}^B} \left( I_{xx}^Q - I_{zz}^Q \left( \frac{k_\tau}{\gamma_z} + 1 \right) \right), \quad k_r = \frac{\gamma_z}{I_{zz}^B}. \quad (15)$$

Характерною особливістю цієї системи є те, що вона має обмеження на всі змінні, тобто

$$\bar{a} = \frac{I_{xx}^Q - I_{zz}^Q}{I_{xx}^B} \bar{r} - \frac{I_{zz}^Q}{I_{xx}^B} \bar{\omega}_\Sigma = \frac{mg}{I_{xx}^B} \left( I_{xx}^Q - I_{zz}^Q \left( \frac{k_\tau}{\gamma_z} + 1 \right) \right), \quad k_r = \frac{\gamma_z}{I_{zz}^B}.$$

Іншою особливістю є те, що для деяких значень параметрів  $\bar{a}$ ,  $\bar{r}$ ,  $\bar{n}_z$  ця лінійна система стає некерованою. Щоб знайти ці значення, достатньо знайти матрицю керованості. Останнє рівняння можна відокремити від загальної системи, тобто при  $\gamma_z > 0$  воно виконує умову  $\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{s}_5 = 0$  незалежно від інших змінних. Останнє означає, що система (13), (14) є керованою, коли система, визначена парами  $(A_4, B_4)$ , є керованою, де  $A_4 = A^4_{i,j=1}$ ,  $B_4 = B^4_{i,j=1}$ . Знайдемо набір параметрів, для яких нова система контролюється. Для цього нам потрібно знайти значення параметрів, для яких визначальним фактором матриці керованості є ненульове значення. В цьому випадку, ця умова має вигляд  $\det(C) \neq 0$ , де  $C = [B_4 \ A_4 B_4 \ A_4^2 B_4 \ A_4^3 B_4]$ . Після заміни відповідних матриць маємо

$$\det(C) = \bar{a} b^4 \bar{n}_z^2 \bar{r} (\bar{r} + \bar{a})^2. \quad (16)$$

Через обмеження  $\bar{n}_z > 0$ ,  $b > 0$  системи некеровані лише для двох наборів параметрів:  $\bar{r} = -\bar{a}$  та  $\bar{a} = \bar{r} = 0$ . В інших випадках  $\det(C) \neq 0$ , а це означає, що обидві системи є керованими.

### 7.2.6 Алгоритм керування лінійною системою

Розглянемо випадок, коли систему можна контролювати. Подібний результат можна отримати, якщо використовуємо адаптивні режими ковзання. Розглянемо систему. Проблема  $\dot{x} = Ax + Bu, y = Cx, x, y \in R^n$ . полягає в тому, щоб знайти керування як  $u = K^*x$ , де  $K^* = \arg_{\min_{K \in \Omega}} J(K)$ , - набір  $J(K) = \int_0^\infty (y^T R y + \beta u^T Q u) dt, R, Q \succ 0, \beta > 0, \Omega$  матриць  $K$ , такий, що корені характеристичного багаточлена замкненої системи  $\Delta(s) = \det(E_s - A - BK)$  знаходяться в лівій півплощині. Нехай  $R, Q$  і  $\beta$  будуть відомі; то, якщо рівняння Ріккати має рішення відносно матриць  $P^* = P \succ 0$ , то

$$A^T P + P A - P B (\beta R)^{-1} B^T P + Q = 0, \quad (17)$$

$$u_{SQR} = K^* y, \quad K^* = -R^{-1} B^T P^*. \quad (18)$$

Таким чином, визначаючи матриці  $R, Q \succ 0$  і параметр  $\beta > 0$ , можемо знайти лінійний закон керування, що гарантує існування привабливої області, обмеженої еліпсоїдом, і обома фазами, а змінні керування будуть обмежені. У наборі MATLAB достатньо використовувати функцію `lqr`.

Алгоритм керування лінеаризованою системою (13), (14), яка складається з трьох змінних. Точніше, будемо керувати чотирма лінійними системами виду (13), (14), основною різницею в якій буде вибір параметрів  $\bar{a}, \bar{r}$ . Для стислості опису позначимо матриці  $A_j, j > 1, A_j = A(\bar{a}_j, \bar{r}_j), j = 1, 2, 3, 4$ . Кожна матриця відповідає рішенням матричних рівнянь (17) як пари матриць  $K_j^*, P_j^*$ . Нарешті, для кожної пари матриць  $K_j^*, P_j^*$  треба визначити лінійний закон керування  $u_{SQR}$  за формулою (18). Залишилося знайти ці параметри для кожного значення  $j$ . Перепишемо (15), використовуючи (11) та (12),

$$\bar{a}_j = -a_0 + \delta(\bar{r}_j), \quad a_0 = 2 \frac{I_{zz}^Q}{I_{xx}^B} \sqrt{\frac{mg}{2k_f}}, \quad \delta(\bar{r}) = \frac{I_{xx}^Q - I_{zz}^Q}{I_{xx}^B} \bar{r}, \quad (19)$$

тобто пара  $(\bar{a}_j, \bar{r}_j)$  повністю визначається значенням  $\bar{r}_j$ .

1. Мета першого контролю - набрати висоту для маневру. Для того, щоб досягти цього, використовуємо повну тягу двох гвинтів (з урахуванням майже горизонтального зависання) протягом часового інтервалу

$$T_{zero}(m, k_{\tau}, \dots), \text{ i.e., } f_i(t \leq T_{zero}) = U_M, \quad i = 1, 3 \text{ or } u_{\Sigma}(t \leq T_{zero}) = 2U_M, \\ u_{\Delta}(t \leq T_{zero}) = 0.$$

На жаль,  $T_{zero}$  суттєво залежить від параметрів коптера. На цьому етапі керування  $u_{SQR1}$  фактично взагалі не використовується, хоча воно обчислюється за допомогою параметру  $\bar{r}_1 = 1$ .

2. Завдання другого контролю - якомога швидше досягти критичного обертання швидкість  $\bar{r}^* = -\bar{a}$  (на даний момент коптер некерований) з керуванням  $u_{SQR3} = u_{SQR}(\bar{r}_3)$ , де  $\bar{r}^* < \bar{r}_2 < \bar{r}^{**}$ .

3. Метою третього контролю є досягнення якомога швидшого бажаного швидкості обертання транспортного засобу, яка визначена виразом  $\bar{r}^{**} = \frac{k_{\tau}}{\gamma_z} \bar{u}_{\Sigma} = mg \frac{k_{\tau}}{\gamma_z}$ . Для цього використовуємо контроль закон  $u_{SQR3} = u_{SQR}(\bar{r}_3)$ , де  $\bar{r}^* < \bar{r}_2 < \bar{r}^{**}$ .

4. Метою четвертого контролю є підтримка зависання. У цьому випадку використовуємо контроль закон  $u_{SQR4} = u_{SQR}(\bar{r}_4)$ , де  $\bar{r}_4 = \bar{r}^{**}$ .

Зауваження 3. Під час прискорення головне припущення про кутову швидкість транспортного засобу константа порушується, тому лінійна система стає квазілінійною, і краще обчислити закон керування для кожного значення параметра,  $\bar{r}$  крім  $\bar{r} = \bar{r}^*$ .

Для того, щоб ефективно контролювати квазілінійну систему, нам потрібно ввести в вже побудована адаптація закону керування щодо параметра, оскільки  $\bar{a}$  в цьому випадку цей параметр стає залежним від керування, тобто замінюємо формулу для обчислювального параметра (19) з

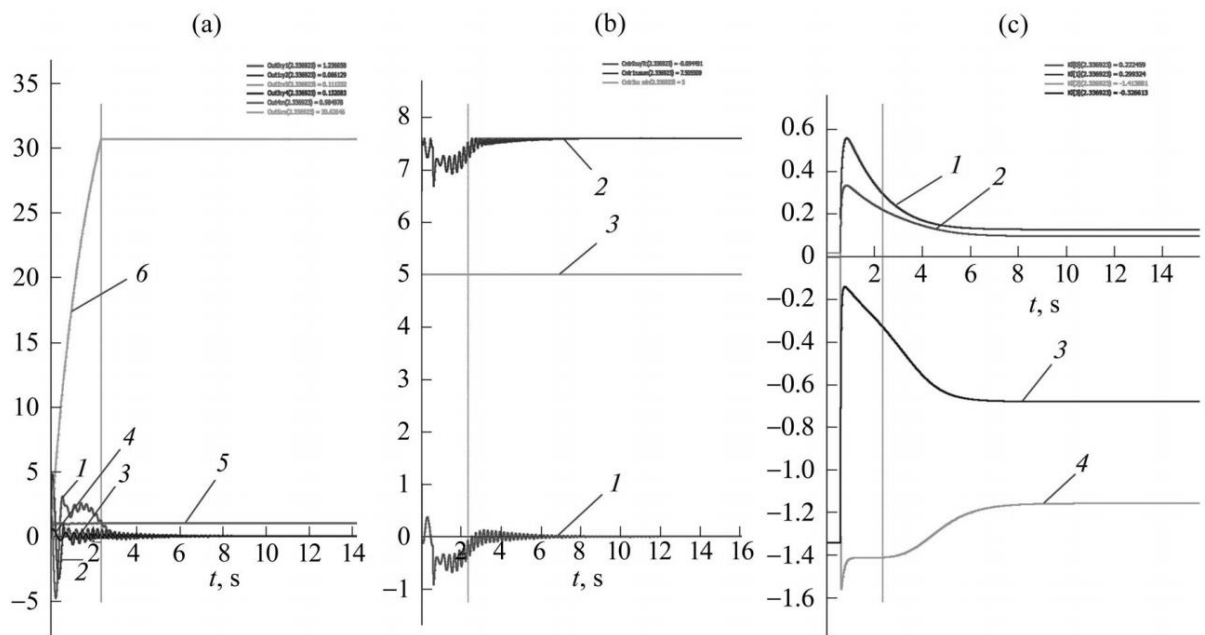
$$\bar{a}_j(r) = -a_0 + k(r - \bar{r}_j), \quad k > 0, \quad j = 1, 2, 3, 4, \quad (20)$$

де  $r$  - поточне значення кутової швидкості транспортного засобу щодо осі  $Oz$ .

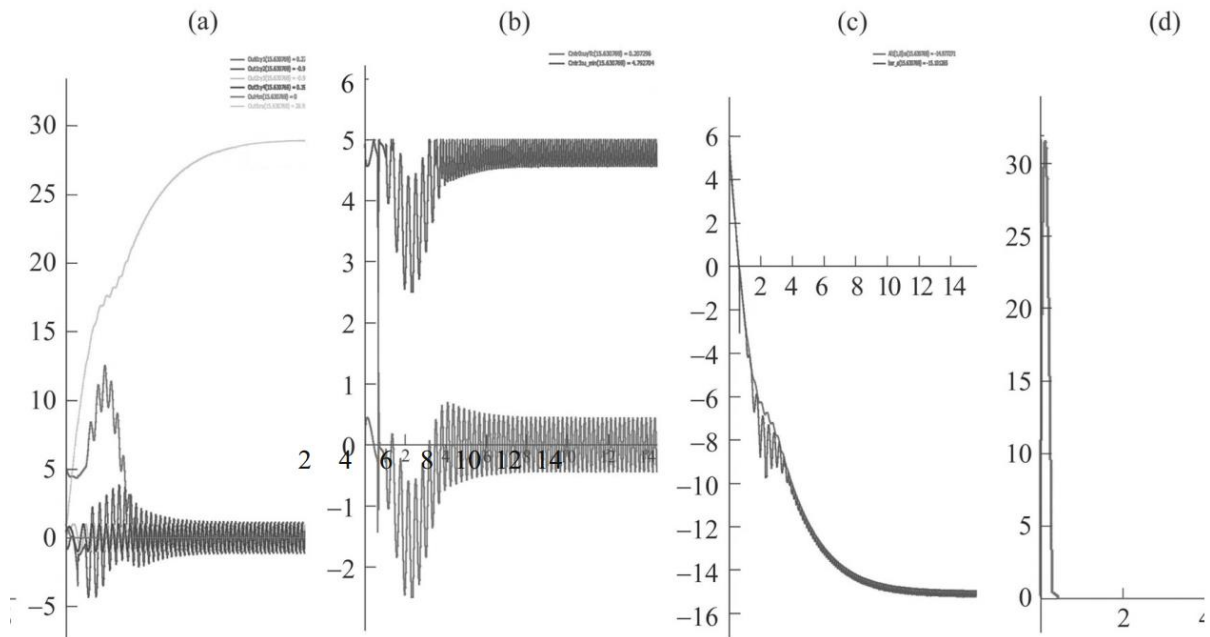
### 7.2.7 Чисельне моделювання двох законів керування

Будемо вважати, що всі параметри моделі відомі. Для чисельного моделювання маємо використану систему (13), (14) та систему (8) - (10) з такими параметрами:

$$\begin{aligned} I_{xx}^Q &= 3.2 \times 10^{-3} \text{ kg m}^2, \quad I_{zz}^Q = 5.5 \times 10^{-3} \text{ kg m}^2, \quad I_{zz}^P = 1.5 \times 10^{-5} \text{ kg m}^2, \\ I_{xx}^P &= 1.5 \times 10^{-9} \text{ kg m}^2, \quad m = 0.5 \text{ kg}, \quad \mathbf{g}^E = (0, 0, -9.81) \text{ m/s}^2, \quad f_\Sigma \simeq 0.5 \text{ N}, \quad l = 0.5 \text{ m}, \\ k_f &= 6.41 \times 10^{-6} \text{ N s}^2/\text{rad}^2, \quad \bar{\omega}_i = -619 \text{ rad/s}, \quad k_\tau = 1.69 \times 10^{-2} \text{ m}, \quad f_i \in [0.2, 2.5(3.8)] \text{ N}, \\ \gamma &= 2.75 \times 10^{-3} \text{ N m s/rad}, \quad \bar{r}^{**} = 30.7 \text{ rad/s}, \quad \bar{a} = -12, \quad n_z = 1. \end{aligned}$$



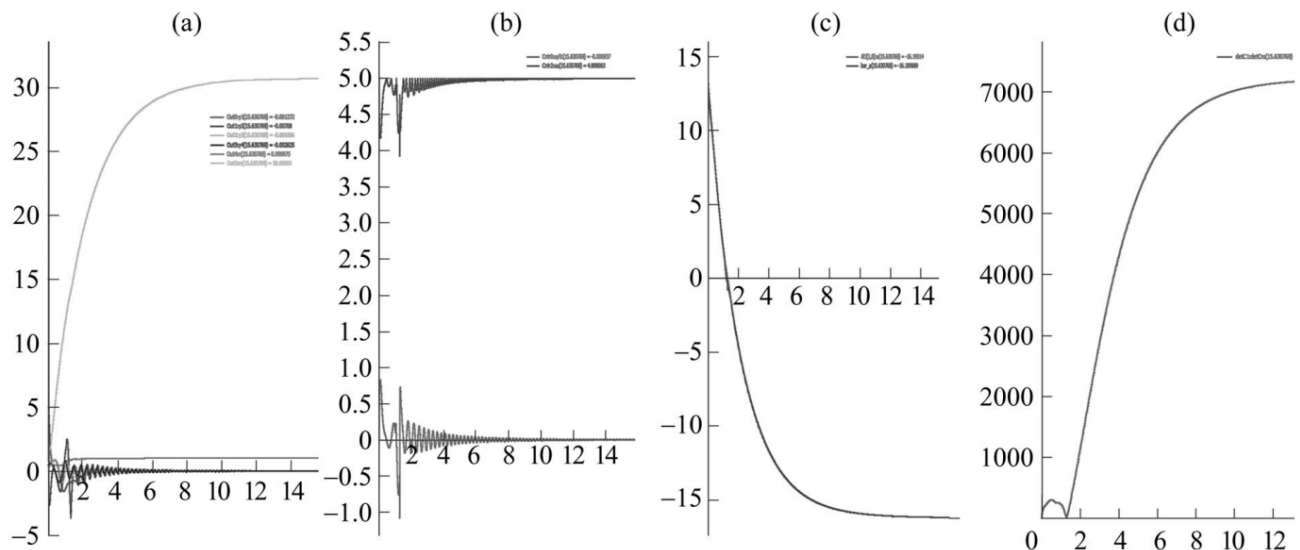
Графік 13. Усі ділянки побудовані для системи (13), (14), закритої гібридним керуванням: (а) 1, 2 та 6 графіки кутової швидкості компонентів і 3–5 - графіки нормальних компонентів; (б) 1 —  $u_\Delta$ , 2 —  $u_\Sigma$ , 3 — нижня зв'язаний на контролі  $u_\Sigma$ ; (с) 1–4 - графіки коефіцієнтів  $K_i$ ,  $i = 1, \dots, 4$  в контролі  $u_{\text{SQR}}$ .



Графік 14. Усі ділянки побудовані для системи (6) - (10), закритої гібридним керуванням: (а) ділянки компонентів кутової швидкості та графіків нормальних компонентів; (b) графіки компонентів гібридного закону керування ( $u_{\Delta}$ ,  $u_{\Sigma}$ ); (c) графіки значення параметра  $\bar{a}$  (вимірювання та оцінка); (d) ділянка  $\det(C)$ .

Зробимо інтегрування  $\Delta_{ti}$  постійним та рівним  $1/1000$ . Для інтеграції використовували метод Ейлера другого порядку. Значення тяги 3,8 було обрано для явної візуалізації прискорення.

Результати моделювання показані на графіках 13-15. Керування лінеаризованою системою з постійними коефіцієнтами показано на графіку 13.



Графік 15. Усі ділянки побудовані для системи (6) - (10), закритої гібридним адаптивним керуванням: (а) ділянки компонентів кутової швидкості та графіків нормальних компонентів; (б) ділянки компонентів гібриду закон адаптивного керування ( $u_{\Delta}$ ,  $u_{\Sigma}$ ); (с) графіки значення  $\bar{a}$  параметра (вимірювання та оцінка); (г) сюжет від  $\det(C)$ .

Керування лінеаризованою системою показано на графіку 14. У цьому випадку коефіцієнти лінеаризованої системи є змінними, а синтез закону керування здійснюється для лінеаризованої системи з постійними коефіцієнтами. На графіку 14d показано, що такий закон керування не може бути застосований, оскільки система зі змінною коефіцієнти стають неконтрольованими ( $\det(C) = 0$ ). Нам потрібно ввести в закон керування адаптацію щодо параметрів системи.

Графік 14, d показує, що параметризований адаптивний закон керування не допускає інтервальної неконтрольованості лінеаризованої системи, коли її коефіцієнти змінні. Цей факт означає, що це закон контролю є більш ефективним, ніж запропонований вище.



### 7.2.8 Контроль швидкості для бікоптера

Будемо вважати, що був побудований "швидкий" закон керування, який забезпечує бажане орієнтація бікоптера. Розглянемо проблему керування відносно швидкості квадрокоптер (бікоптера). Може бути сформульоване наступним чином. Припустимо що нам дається бажана траєкторія у формі

$$W_r(t) = (\mathbf{d}_r^E, \dot{\mathbf{d}}_r^E, \ddot{\mathbf{d}}_r^E, \dddot{\mathbf{d}}_r^E)^T.$$

Припустимо далі

$$\tilde{x} = \mathbf{d}^E - \mathbf{d}_r^E, \quad \tilde{v} = \mathbf{R}^{BE} \dot{\tilde{x}}, \quad \gamma(\dot{\mathbf{d}}^E, t) = a_e(\dot{\mathbf{d}}^E, t) - \ddot{\mathbf{d}}_r^E, \quad a_e(\cdot, t) = g\mathbf{e}_3 + F_{ae}^E/m.$$

Тепер система набуває форми

$$\dot{\tilde{x}} = \mathbf{R}^{EB} \tilde{v}, \quad (21)$$

$$\dot{\tilde{v}} = -S(\omega_{EB}^B) \tilde{v} - u_\Sigma \mathbf{e}_3 + \mathbf{R}^{BE} \gamma(\cdot, t), \quad (22)$$

$$\dot{\mathbf{R}}^{EB} = \mathbf{R}^{EB} S(\omega_{EB}^B), \quad (23)$$

де та  $u_\Sigma$   $\omega_{EB}^B$  є незалежними органами керування.

Якщо  $\tilde{v} = 0$  то  $-u_\Sigma \mathbf{e}_3 + \mathbf{R}^{BE} \gamma = 0$ , тяга визначає унікальний напрямок, враховуючи, що  $\gamma \neq 0$ .

Якщо  $\gamma = 0$ , то система некерована,

$$\cos(\tilde{\theta}) = (\mathbf{R}^{BE} \gamma) \mathbf{e}_3 / |\gamma|.$$

Проблема полягає в тому, щоб знайти закон керування ( $u_\Sigma, \omega_{EB}^B$ ), який би гарантував асимптотичну стійкість для положення рівноваги замкнутої системи  $(\tilde{v}, \tilde{\theta}) = (0, 0)$ . Якщо використовуємо закон перервного контролю, теорема 1 набуває наступного вигляду.

**Теорема 1.** Припустимо, що  $a_e(\alpha, t)$ ,  $\alpha \in \mathbb{R}^3$  задовольняють наступним обмеженням

$$|a_e(\alpha, t)| \leq a_1 + a_2 \|\alpha\|^2, \quad \alpha^T a_e(\alpha, t) \leq a_3 \|\alpha\| + a_4 \|\alpha\|^3, \quad \|\alpha\| \leq \alpha_r, \quad \|\dot{\alpha}\| \leq \alpha_r^t, \quad \|\ddot{\alpha}\| \leq \alpha_r^{tt}.$$

Нехай  $\exists \delta > 0 : |\gamma(\dot{\mathbf{d}}^E, t)| \geq \delta, \forall (\dot{\mathbf{d}}^E, t)$ . Let  $k_i > 0, i = 1, 2, 3$ , а система (21) - (23)

закрита на контроль

$$u_\Sigma = \left( \mathbf{R}^{BE} \gamma \right)_3 + k_1 |\gamma| \operatorname{sgn}(\tilde{v}_3), \quad (24)$$

$$p = - \frac{k_3 |\gamma| (\mathbf{R}^{BE} \gamma)_2}{(|\gamma| + (\mathbf{R}^{BE} \gamma)_3) \sqrt{|\gamma| - (\mathbf{R}^{BE} \gamma)_3}} - \frac{1}{|\gamma|^2} \gamma^T S(\mathbf{R}_1^{EB}) \dot{\gamma} - k_2 |\gamma| \operatorname{sgn}(\tilde{v}_2), \quad (25)$$

$$q = + \frac{k_3 |\gamma| (\mathbf{R}^{BE} \gamma)_1}{(|\gamma| + (\mathbf{R}^{BE} \gamma)_3) \sqrt{|\gamma| - (\mathbf{R}^{BE} \gamma)_3}} - \gamma^T S(\mathbf{R}_2^{EB}) \dot{\gamma} + k_2 |\gamma| \operatorname{sgn}(\tilde{v}_1), \quad (26)$$

$$r = 0. \quad (27)$$

Тоді система (21) - (24) має положення рівноваги  $(\tilde{v}, \tilde{\theta}) = (0, 0)$  яке стабільне в скінченний час з областю  $R\mathbb{Z} \times (-\pi, \pi)$ . Більше того,  $\tilde{\theta} = 0 \Leftrightarrow \mathbf{R}^{BE} \gamma = |\gamma| e_3$ .

У випадку з бікоптером закон контролю значно спрощується, і завдяки вищезазначеному позначенню можемо сформулювати твердження:

Нехай  $a_e(\alpha, t)$ ,  $\alpha \in R^3$  задовольняє таким обмеженням:

$$|a_e(\alpha, t)| \leq a_1, \quad \alpha^T a_e(\alpha, t) \leq a_3 \|\alpha\|, \quad \|\alpha\| \leq \alpha_r, \quad \|\dot{\alpha}\| = 0, \quad \|\ddot{\alpha}\| = 0,$$

$$U = u_\Sigma = n_z + k_1 |\gamma| \tilde{v}_3, \quad \omega_3 = s_5 = \bar{r}, \quad (28)$$

$$\omega_1 = s_1 = - \underbrace{\frac{k_3 (n_z)_2}{(1 + n_z)^2}}_0 - k_2 |\gamma| \tilde{v}_2, \quad \omega_2 = s_2 = \underbrace{\frac{k_3 (n_z)_1}{(1 + n_z)^2}}_0 + k_2 |\gamma| \tilde{v}_1, \quad (29)$$

### 7.2.9 Контроль позиції для бікоптера

Завдяки віртуальному контролю швидкості з попереднього розділу, можемо зупинити квадрокоптер-бікоптер у певній точці простору. На жаль, остаточне місцеположення може бути небажаним, наприклад, у незадовільних початкових умовах коптер буде парити на незадовільній висоті. Більше того, якщо під час руху до положення рівноваги транспортний засіб досягає незадовільної висоти, це також означає, що транспортний засіб зазнав аварії. Щоб цього уникнути, введемо в систему (21), (22) додаткове алгебраїчне рівняння  $u_\Sigma = \tanh(u_\sigma(\cdot))$ . Контроль

$$u_\sigma(\cdot) = f(\ddot{\mathbf{d}}^E, \dot{\mathbf{d}}^E, \mathbf{d}^E, \mathbf{R}^{EB})$$

можна знайти шляхом символічної диференціації системи

$$\dot{\tilde{x}} = \mathbf{R}^{EB} \tilde{v}, \quad (30)$$

$$\dot{\tilde{v}} = -S(\omega_{EB}^B) \tilde{v} - \tanh(u_\sigma(\cdot)) e_3 + \mathbf{R}^{BE} \gamma(\cdot, t), \quad (31)$$

$$\tilde{x}_3 := H, \quad H \geq 0. \quad (32)$$

Змінна  $H$  визначає ціль керування, тобто значення  $H = 0$  відповідає посадці, а  $H > 0$  - зависання в даній точці. Система може бути вирішена за допомогою реалізованого методу в системі DExpert (що в цьому випадку схоже на лінеаризацію зворотного зв'язку) із символічним обчисленням.

### 7.2.10 Розряд акумулятора

Зниження тяги безпосередньо залежить від заряду акумулятора.

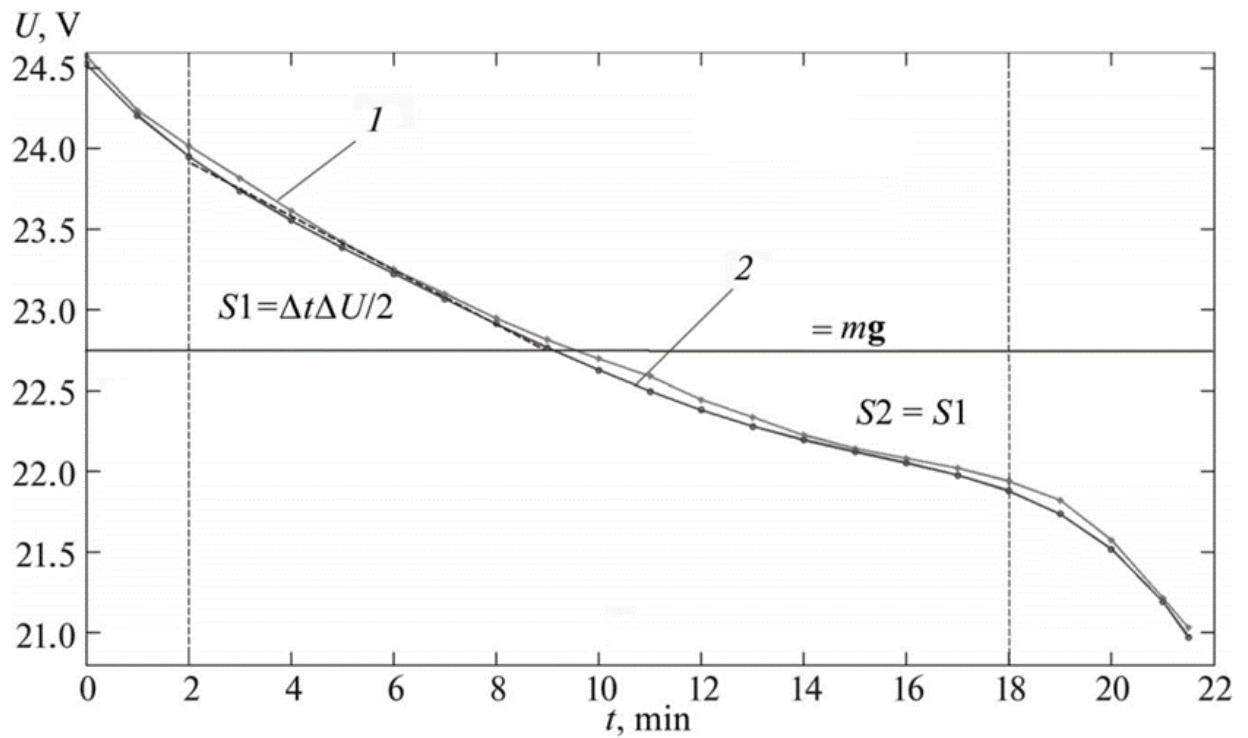
Модель розряду акумулятора під навантаженням істотно залежить від поточного споживання.

Політ з двома гвинтами є агресивним маневром для акумулятора, тобто споживання кожного двигуна збільшується різко.

Основною характерною рисою такого розряду батареї є відсутність майже рівних областей напруги, що падає з часом для постійної інтенсивності електричного струму.

Для обчислення обмежень на максимальне керування використаємо поліноміальне наближення необроблених даних (поліном п'ятого ступеня), а також знайдемо робочий діапазон батареї.

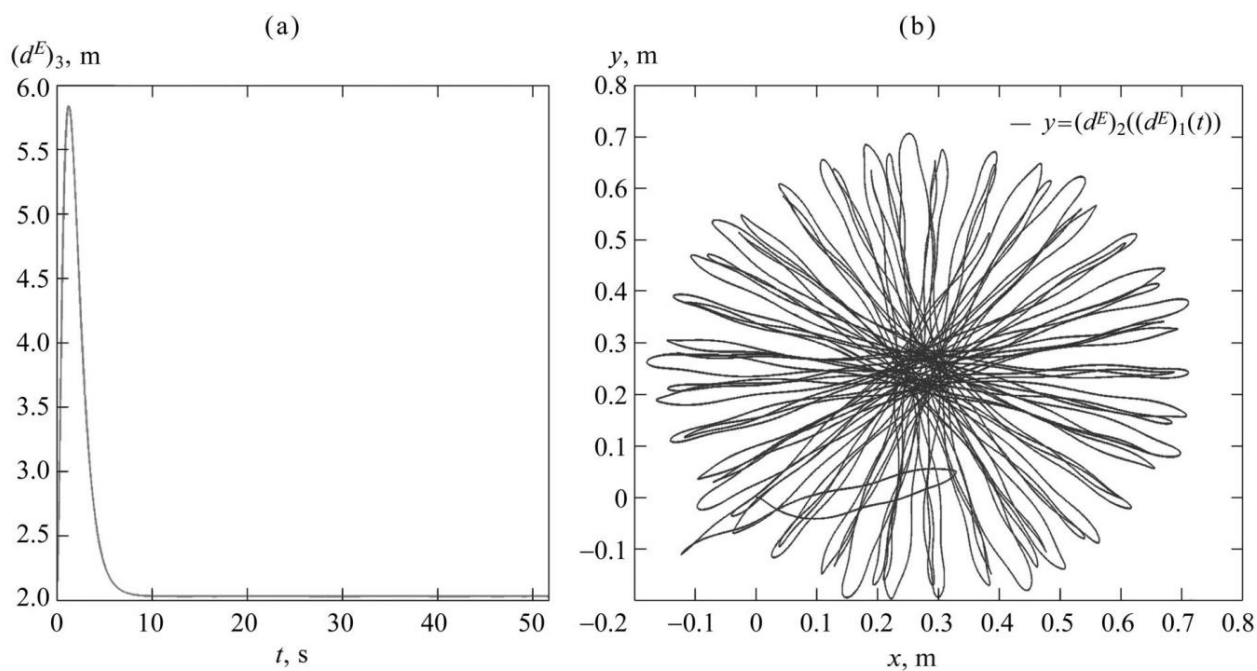
Апроксимація максимальної тяги як  $\tilde{U} = p_i t^i, i = 0, \dots, 5$  показана на графіку 16.



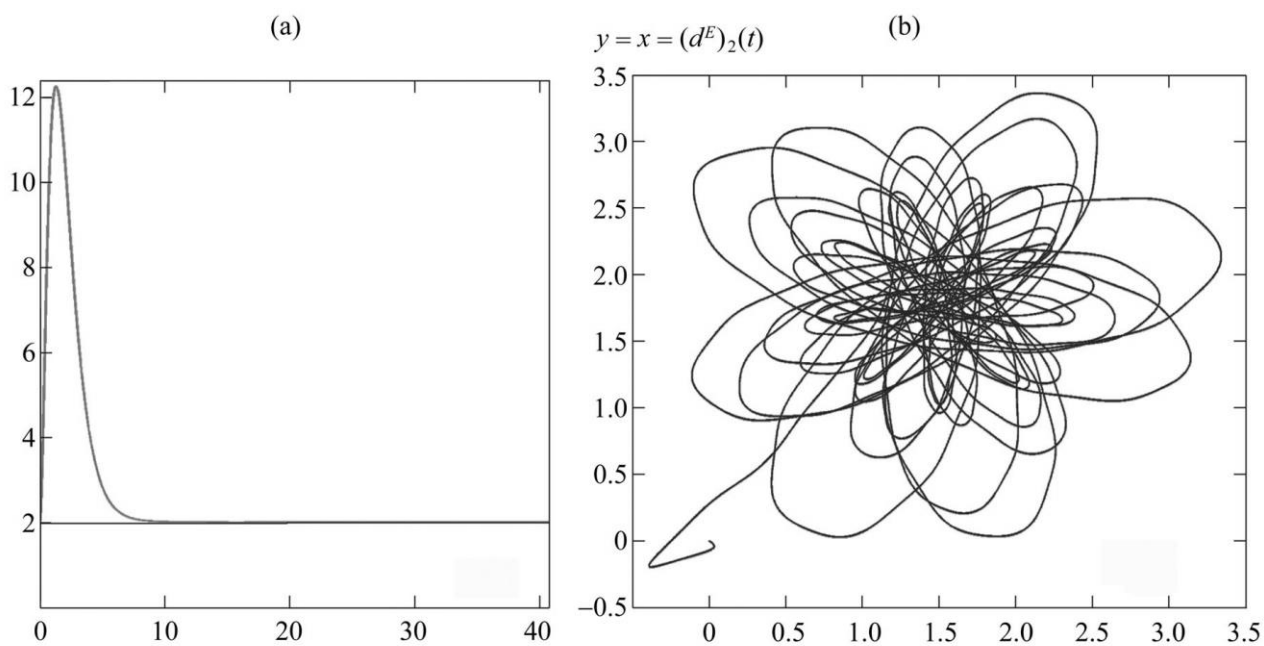
Графік 16. Модель розряду акумулятора. 1 - поліноміальна оцінка, 2 - вихідні дані. Пунктирними вертикальними лініями позначено робочий діапазон батареї.

### 7.2.11 Числове моделювання для повної системи

На графіках 17-20 показано результати чисельного моделювання для оригінальної нелінійної системи, що використовує запропонований алгоритм керування для різних початкових умов.



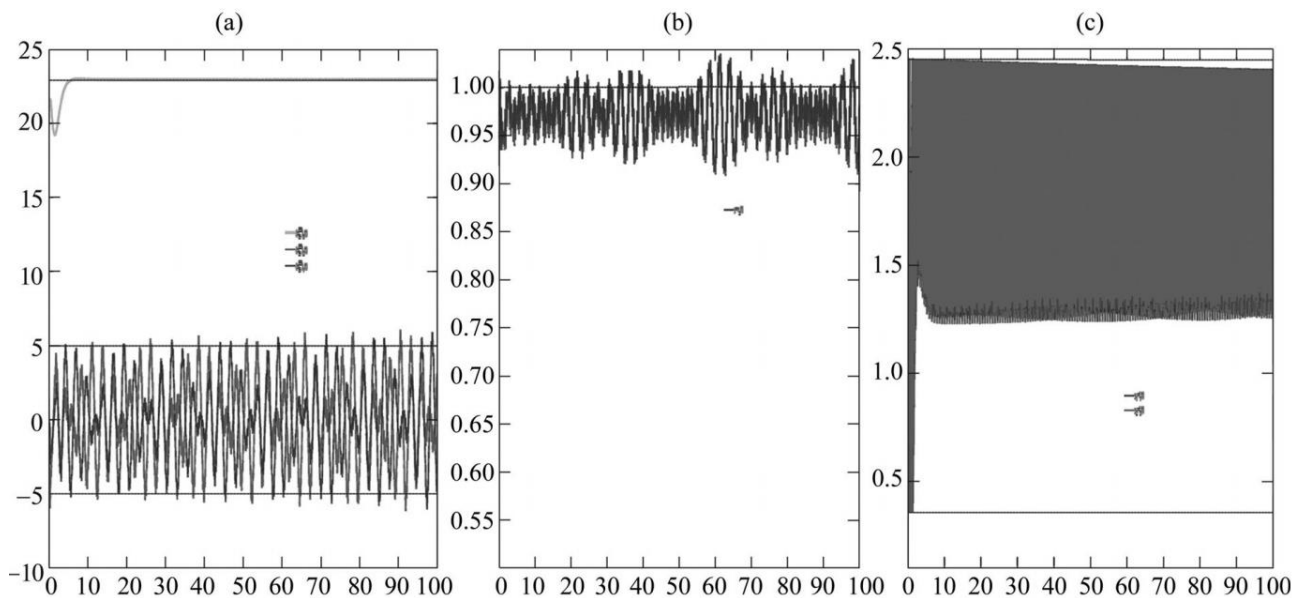
Графік 17. Моделювання системи (2) - (4). Початкова кутова швидкість  $(0, 0, 20)$ . (a) - графік відхилення висоти; (b) - проекція фазової траєкторії на горизонтальну площину.



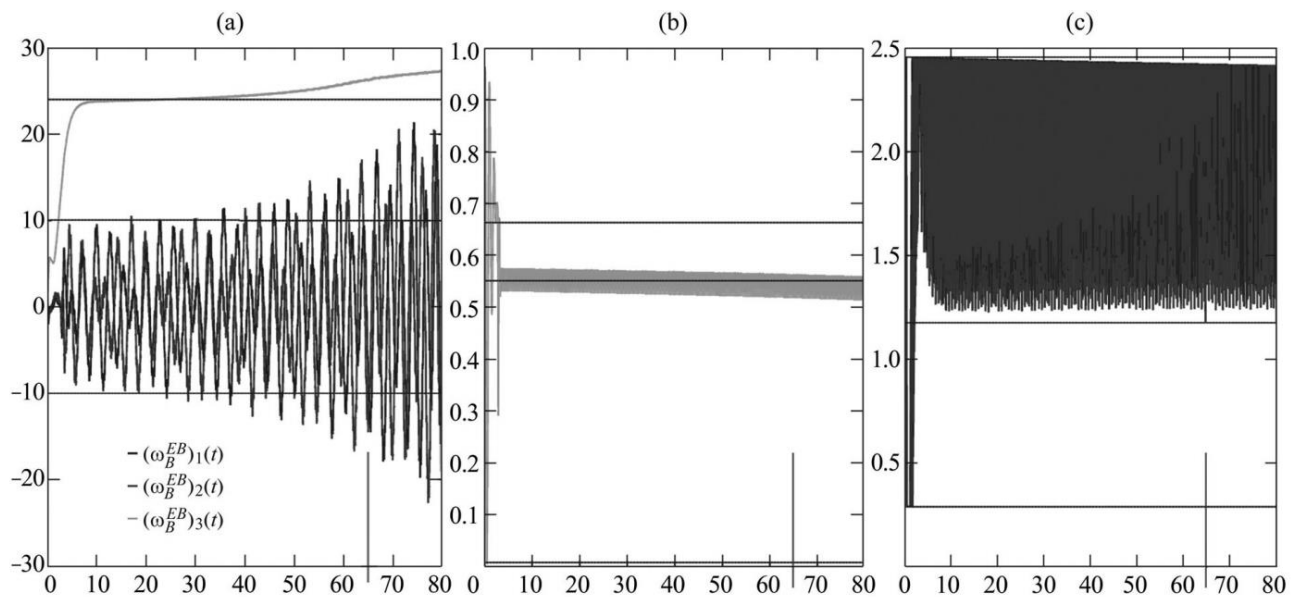
Графік 18. Моделювання системи (2) - (4). Початкова кутова швидкість  $(0, 0, 0)$ . (a) - графік відхилення висоти; (b) - проекція фазової траєкторії на горизонтальну площину.

Коли початкові умови “хороші”, див. графіки 17-19, тобто в початковий момент часу бікоптер має ненульову кутову швидкість по відношенню до вертикальної осі, літаючий апарат підтримує задану висоту, незважаючи на розряд акумулятора.

Коли початкові умови “погані”, див. графіки 18-20, тобто в початковий момент часу бікоптер не обертається навколо вертикальної осі, літаючий апарат може підтримувати задану висоту лише на короткий час, але навіть цього часу цілком достатньо для безпечної посадки.



Графік 19. Моделювання системи (2) - (4): (a) - графіки компонентів кутової швидкості; (b) = графік  $n_z(t)$ ; (c) - ділянки кутової швидкості обертання двигунів. Початкова кутова швидкість дорівнює  $(0, 0, 20)$ .



Графік 20. Моделювання системи (2) - (4): (а) - графіки кутової швидкості компонентів; (b) - графік  $n_z(t)$ ; (с) - ділянки кутової швидкості обертання двигунів. Початкова кутова швидкість дорівнює  $(0, 0, 0)$ .

### 7.3 Висновки по розділу 7

У даному розділі було побудовано математичну модель надійності.

Отримано математичну модель руху квадрокоптера, що враховує кінематичні зв'язки, гіроскопічний ефект, взаємозв'язані механічні процеси при польоті квадрокоптера.

Побудовано математичну модель бікоптера.

Розроблено закон керування, який може гарантувати, що квадрокоптер після відмови двох гвинтів зможе сісти при необхідності.

Проведено чисельне моделювання з параметрами, що відповідають фізичній моделі квадрокоптера, який враховує математичну модель літій-полімерної батареї.

Визначено основні проблеми чисельного моделювання для квадрокоптера – бікоптера.

## 8. Програмне і мікропроцесорне забезпечення БПЛА.

Частина програм контролю працездатності для квадрокоптера, написана для мікроконтролера Arduino.

Програма повернення квадрокоптера по попередньо пройденому шляху (назад) у площину передачі сигналу оператором:

```
#include <Copter.h>

int data.throttle;
int data.yaw;
int data.pitch;
int data.roll;
int throttle[i];
int yaw[i];
int roll[i];
int pitch[i];
void setup() {
  #if ADVANCED_FAILSAFE == ENABLED
  #include <AP_AdvancedFailsafe/AP_AdvancedFailsafe.h>
  }
  void loop() {
    int i==0;
    nacalo:
    for(i++)
    throttle[i] == data.throttle;
    yaw[i] == data.yaw;
    pitch[i] == data.pitch;
    roll[i] == data.roll;
    proverka:
    if ( data.throttle, data.yaw, data.pitch, data.roll == 0 )
```



```

{
    vozvrashenie();
}
else {
    data.throttle == throttle[i];
    data.yaw == yaw[i];
    data.pitch == pitch[i];
    data.roll == roll[i];
    delay(20);
    goto nacalo ;
}
void vozvrashenie()
{
    data.throttle == throttle[i--];
    data.yaw == -yaw[i--];
    data.pitch == -pitch[i--];
    data.roll == -roll[i--];
    delay(20);
    goto proverka ;
}
}

```

Програма повернення квадрокоптера по попередньо пройденому шляху назад у площину передачі сигналу оператором при визначенні відмови ланки передатчик-приймач:

```

#include <Copter.h>
int data.throttle;
int data.yaw;
int data.pitch;
int data.roll;

```

```

int throttle[i];
int yaw[i];
int roll[i];
int pitch[i];
void setup() {
  #if ADVANCED_FAILSAFE == ENABLED
  #include <AP_AdvancedFailsafe/AP_AdvancedFailsafe.h>
  }
  void loop() {
    int i==0;

    nacalo:
    for(i++)
      throttle[i] == data.throttle;
      yaw[i] == data.yaw;
      pitch[i] == data.pitch;
      roll[i] == data.roll;
    proverka:
    if ( data.throttle, data.yaw, data.pitch, data.roll == 0 )
    {
      vozvrashenie();
    }
    else {
      if ( data.pitch, data.roll > 60 )
      {
        vozvrashenie();
      }
      else {
        data.throttle == throttle[i];

```

```

data.yaw == yaw[i];
data.pitch == pitch[i];
data.roll == roll[i];
delay(20);
goto nacalo ;
}
}
void vozvrashenie()
{
    data.throttle == throttle[i--];
    data.yaw == -yaw[i--];
    data.pitch == -pitch[i--];
    data.roll == -roll[i--];
    delay(20);
goto proverka ;
}
}

```

Програма для розрахунку надійності квадрокоптера:

```

#include <Wire.h>
#include <math.h>
int RO1typeaddress = 0x53;
int RO2typeaddress = 0x34;
void setup()
{
    Wire.begin();
    Serial.begin(9600);
    while (!Serial);
    Serial.println("\Rascet IBR");
}

```

```

}
void loop()
{
  byte error, address;
  int nDevices;

  float Per, Pri, PK, RO, RO1, Dv, Pr, t, IBRquadcoptera, IBRquadcoptera1;
  Per = pow(exp, -0.0002*x);
  Pri = (pow(exp, -0.0002*x);
  PK = pow(exp, -0.0003*x);
  Dv = pow(exp, -0.00001*x*x);
  RO= pow(exp, -0.0002*x);
  RO1= pow(exp, -0.00007*x);
  Pr = pow(exp, -0.0004*x);
  IBRquadcoptera = Per*Pri*PK*(1-(1-RO)*(1-Dv)*(1-Pr)*(1-RO)*(1-Dv)*(1-
Pr)*(1-RO)*(1-Dv)*(1-Pr)*(1-RO)*(1-Dv)*(1-Pr));
  IBRquadcoptera1 = Per*Pri *PK*(1-(1-RO1)*(1-Dv)*(1-Pr)*(1-RO1)*(1-
Dv)*(1-Pr)*(1-RO1)*(1-Dv)*(1-Pr)*(1-RO1)*(1-Dv)*(1-Pr));
  Serial.println("Scanning for I2C adress...");
  nDevices = 0;
  for(address = 1; address < 127; address++ )
  {
    Wire.beginTransmission(address);
    error = Wire.endTransmission();
    if (error == 0)
    {
      Serial.print("I2C device found at address 0x");
      if (address<16)
        Serial.print("0");
      Serial.print(address,HEX);

```

```

    Serial.println(" !");
    if (address,HEX==0x53)
    {
        t ==0;
        delay(60000);
        begin:
        t++;
        Serial.print(IBRquadcoptera);
        delay(60000); //результат кожду хвилину
        goto begin ;
    }
    else
    {
        t ==0;
        delay(60000);
        begin1:
        t++;
        Serial.print(IBRquadcoptera1);
        delay(60000);
        goto begin ;
    }
}
}
}

```

```
#include <Wire.h>
```

```
#include <math.h>
```

```
int RO1typeaddress = 0x53;
```

```
int RO2typeaddress = 0x34;
```

```

void setup()

{

  Wire.begin();

  Serial.begin(9600);

  while (!Serial);

  Serial.println("\Rascet IBR");

}

void loop()

{

  byte error, address;

  int nDevices;

  float Per, Pri, PK, RO, RO1, Dv, Pr, t, IBRquadcoptera, IBRquadcoptera1;

  Per = pow(exp, -0.0002*x);

  Pri = (pow(exp, -0.0002*x);

  PK = pow(exp, -0.0003*x);

  Dv = pow(exp, -0.00001*x*x);

  RO= pow(exp, -0.0002*x);

  RO1= pow(exp, -0.00007*x);

  Pr = pow(exp, -0.0004*x);

  IBRquadcoptera = Per*Pri*PK*(1-(1-RO)*(1-Dv)*(1-Pr)*(1-RO)*(1-Dv)*(1-
Pr)*(1-RO)*(1-Dv)*(1-Pr)*(1-RO)*(1-Dv)*(1-Pr));

```

```
IBRquadcoptera1 = Per*Pri *PK*(1-(1-RO1)*(1-Dv)*(1-Pr)*(1-RO1)*(1-Dv)*(1-Pr)*(1-RO1)*(1-Dv)*(1-Pr)*(1-RO1)*(1-Dv)*(1-Pr)*(1-RO1)*(1-Dv)*(1-Pr));
```

```
Serial.println("Scanning for I2C adress...");
```

```
nDevices = 0;
```

```
for(address = 1; address < 127; address++ )
```

```
{
```

```
Wire.beginTransmission(address);
```

```
error = Wire.endTransmission();
```

```
if (error == 0)
```

```
{
```

```
Serial.print("I2C device found at address 0x");
```

```
if (address<16)
```

```
Serial.print("0");
```

```
Serial.print(address,HEX);
```

```
Serial.println(" !");
```

```
if (address,HEX==0x53)
```

```
{
```

```
t==0;
```

```
delay(60000);
```

```
begin:
```

```
t++;
```

```
Serial.print(IBRquadcoptera);

delay(60000); //результат кожду хвилину

goto begin ;

}

else

{

t ==0;

delay(60000);

begin1:

t++;

Serial.print(IBRquadcoptera1);

delay(60000);

goto begin ;

}

}

}
```



## 8.1 Висновки по розділу 8

У даному розділі було складено програму, яка виконує розрахунки ІБР регуляторів обертів двигуна для контролю працездатності квадрокоптера. Програма була написана на мові C++ для мікроконтролера Arduino. Програма аналізує, який з регуляторів обертів двигуна працездатний.

## ВИСНОВКИ

Розроблений метод ранжування факторів впливу на надійність квадрокоптера та його САК за критерієм величини статистичної оцінки ймовірності безвідмовної роботи кожної складової квадрокоптера, проведено ранжування за розробленим методом, аналіз якого дав змогу виявити слабкі місця.

За розробленим методом ранжування спроектований алгоритм *додаткової обчислювальної програми* функціонування САК квадрокоптера, що представляє собою програмне резервування з точки зору підвищення функціональної надійності. Алгоритм не допускає перевищення основних обмежень, пов'язаних з експлуатацією квадрокоптера в цілому, при справній роботі елементів, блоків, систем і устаткування. Використання додаткової обчислювальної програми в САК квадрокоптера за представленим алгоритмом дозволило підвищити функціональну надійність САК квадрокоптера і БПЛА в цілому в 1,17 разів.

Розглянуто методи аналізу і розрахунку надійності ЛА та обрано структурний метод аналізу надійності.

Складена таблиця відмов (поломок, збоїв) вузлів і елементів квадрокоптера на основі даних, зібраних про краш-тести з форуму [11] і розраховані оцінки ймовірностей їх відмов. Розроблено структурно-логічні схеми надійності квадрокоптера: до вдосконалення його САК і після використання додаткової обчислювальної програми.

Розглянуто події, при яких квадрокоптер може вийти з ладу, і які можуть привести до його відмови, падіння і аварії, та що робити, якщо вони виникають.

За розробленим методом ранжування був спроектований алгоритм функціонування САК квадрокоптера, який дозволяє підвищити надійність БПЛА. Алгоритм не допускає перевищення основних обмежень, пов'язаних з

експлуатацією квадрокоптера в цілому, при справній роботі елементів, блоків, систем і устаткування.

Було розроблено резервування контуру керування БПЛА, що надало змогу використовувати лише два двигуни при відмові будь-якої ГМД (використання моделі бікоптера).

Складно таблиці для даних про кількість виробів  $\Delta l(\Delta t_i)$ , що відмовили на  $i$ -ому інтервалі наробітку  $\Delta t_i$  і кількість виробів  $N_0(\Delta t_i)$ , що залишилися працездатними за час випробувань  $\Delta t_i$ , для кожного з елементів квадрокоптера.

Також було отримано математичну модель руху квадрокоптера, що враховує кінематичні зв'язки, гіроскопічний ефект, взаємозв'язані механічні процеси при польоті квадрокоптера.

Побудовано математичну модель бікоптера. Розроблено закон керування, який може гарантувати що квадрокоптер, після відмови двох гвинтів зможе приземлитися, якщо необхідно. Визначено основні проблеми чисельного моделювання для квадрокоптера – бікоптера.

Проведено чисельне моделювання з параметрами, що відповідають фізичній моделі квадрокоптера, який враховує математичну модель літій-полімерної батареї.

Було складено програму на мові C++ для мікроконтролера Arduino, яка виконує розрахунки ІБР регуляторів обертів двигуна, для контролю працездатності квадрокоптера. Програма аналізує, який з регуляторів обертів двигуна працездатний.

## Список використаної літератури.

1. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <https://xakep.ru/2013/11/11/own-quadrokopter/> Как спроектировать собственный квадрокоптер.
2. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <https://forum.arduino.ua/viewtopic.php?id=28> Делаем квадрокоптер с нуля.
3. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <http://kvadrokopty.com/bazovyye-printsipyi-poleta-kvadrokoptera/> Квадрокоптеры и дроны.
4. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <http://forum.rcdesign.ru/blogs/174358/blog18086.html> Проектирование мультикоптера.
5. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <http://www.customelectronics.ru/chast-4-rama-kvadrokoptera/> Рама квадрокоптера.
6. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <https://www.drive2.ru/b/1601982/> Мультикоптеры: от расчетов к полетам.
7. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <http://quatrocopter.com/printsip-raboty-kvadrokoptera> Принцип работы квадрокоптера.
8. Ермаченков Д. И., Фазли Тамаш Гуль Карим, Петренко Е. О. Разработка конструкции рамы квадрокоптера для удаленного мониторинга объектов// Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ» Том 8, №6 (2016).
9. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <https://moluch.ru/conf/tech/archive/73/3483/> Емельянова О. В., Яцун С. Ф., Попов Н. И. Изучение движения квадрокоптера в вертикальной плоскости.

10. Нечипоренко О. М. Основы надійності літальних апаратів. Навчальний посібник з грифом МОН. – К.: НТУУ «КПІ», 2010. – 240 с. - Бібліогр.: с. 235-239. – 300 пр. – ISBN 978-966-622-502-6.
11. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <http://forum.rcdesign.ru/f134/thread238736.html> Форум с краш-тестами.
12. Габуев К.О., Гонгало В.О., Кучеренко Н.А., Шипко А.И. Система автоматического управления беспилотного летательного аппарата.
13. Петров В.Ф., Барунин А.А., Терентьев А.И. Модель системы автоматического управления беспилотным летательным аппаратом.
14. Чжо Мьят Ту Моделирование системы автоматического управления квадрокоптером на основе Л1 адаптивного управления // Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ» Том 9, №6 (2017).
15. Шоманков Д.А. Анализ влияния неисправностей аэрометрических приборов и приемников воздушных давлений на безопасность полетов // 2018.
16. [Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <https://en.ppt-online.org/155950> Разработка систем аварийной посадки квадрокоптера.
- 17.[Електронний ресурс]. [Режим доступу]: <https://habr.com/post/227425/> Програмуємо коптер на Arduino.
- 18.Natasha Neogi, Keerti Bhamidipati, Daniel Uhlig, Andres Ortiz and Jonathan Krauss. Engineering Safety and Reliability into UAV Systems: Mitigating the Ground Impact Hazard. <https://doi.org/10.2514/6.2007-6510>.
19. Larin, V.B. Int Appl Mech (2018) 54: 454. Improving the reliability of the control system of a quadcopter <https://doi.org/10.1007/s10778-018-0898-7>.
20. Petritoli E, Leccese F, Ciani L. Reliability and Maintenance Analysis of Unmanned Aerial Vehicles. Sensors (Basel). 2018;18(9):3171. Published 2018 Sep 19. <https://doi.org/10.3390/s18093171>.
21. Lucian Alexandru, Marius Florin. Automatic Control of a Quadcopter, AR. Drone, using a Smart Glove. <https://doi.org/10.1145/3029610.3029619>.

22. Establishment of models and data tracking for small UAV reliability  
<https://calhoun.nps.edu/handle/10945/1157>.
23. Daniele Caltabiano and Roberto Sannino, STMicroelectronics in Milano, Italy Anders Rantzer Automatic Control, Lund (Examiner) Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter (Modellering, identifiering och reglering av en quadrotor helikopter)
24. Zulu, A. and John, S., A Review of Control Algorithms for Autonomous Quadrotors, Open J. Appl. Sci., 2014, vol. 4, pp. 547–556.  
<http://arxiv.org/abs/1602.02622v1>
25. Ranjbaran, M. and Khorasani, K., Fault Recovery of an Underactuated Quadrotor Aerial Vehicle, 49th IEEE Conf. Decision Control (CDC-2010), Atlanta, 2010, pp. 4385–4392.
26. Freddi, A., Lanzon, A., and Longhi, S., A Feedback Linearization Approach to Fault Tolerance in Quadrotor Vehicles, IFAC World Congr. 2011, vol. 44, no. 1, pp. 5413–5418.
27. Scaramuzza, D., Achtelik, M., Doitsidis, L., et al., Vision-Controlled Micro Flying Robots: From System Design to Autonomous Navigation and Mapping in GPS-Denied Environments.  
<http://robotics.ethz.ch/scaramuzza/DavideScaramuzzafiles/publications/pdf/IEEEERAMsubmitted.pdf>
28. Marks, A., Whidborne, J.F., and Yamamoto, I., Control Allocation for Fault Tolerant Control of a VTOL Octorotor, Proc. UKACC Int. Conf. Control, Cardiff, 2012, pp. 357–362.
29. Izadi, H.A., Zhang, Y., and Gordon, B.W., Fault Tolerant Model Predictive Control of Quad-Rotor Helicopters with Actuator Fault Estimation, IFAC World Congr., 2011, vol. 18, no. 1, pp. 6343–6348.
30. Chamseddine, A., Zhang, Y., Rabbath, C.A., et al., Flatness-Based Trajectory Planning/Replanning for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle, IEEE Trans. Aerospace Electron. Syst., 2012, vol. 48, no. 4, pp. 2832–2848.

31. Zhang, Y., Chamseddine, A., Rabbath, C., et al., Development of Advanced FDD and FTC, Techniques with Application to an Unmanned Quadrotor Helicopter Testbed, *J. Franklin Inst.*, 2013, vol. 350, no. 9, pp. 2396–2422.
32. Salazar-Cruz, S., Kendoul, F., Lozano, R., et al., Real-Time Control of a Small-Scale Helicopter Having Three Rotors, in *Proc. IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems*, Beijing, 2006, pp. 2924–2929.
33. Escareo, J., Sanchez, A., Garcia, O., et al., Triple Tilting Rotor Mini-UAV: Modeling and Embedded Control of the Attitude, in *Proc. Am. Control Conf.*, 2008, pp. 3476–3481.
34. Kataoka, Y., Sekiguchi, K., and Sampei, M., Nonlinear Control and Model Analysis of Trirotor UAV Model, *Proc. 18th IFAC World Congr.*, 2011, vol. 44, no. 1, pp. 10391–10396.
35. Ulrich, E.R., Humbert, J.S., and Pines, D.J., Pitch and Heave Control of Robotic Samara Micro Air Vehicles, *J. Aircraft*, 2010, vol. 47, no. 4, pp. 1290–1299.
36. Mueller, M.W. and D’Andrea, R., Stability and Control of a Quadrocopter Despite the Complete Loss of One, Two, or Three Propellers, in *Proc. IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation (ICRA)*, Hong Kong, May 31–June 7, 2014, pp. 45–52.
37. Boyd, S., EE363: Linear Dynamical Systems, Lecture, Stanford University, Winter Quarter 2008-09. <http://stanford.edu/class/ee363/lectures.html>
38. Lippiello, V., Ruggiero, F., and Serra, D., Emergency Landing for a Quadrotor in Case of a Propeller Failure: A Backstepping Approach, in *IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems*, 2014, pp. 4782–4788.
39. Karaman, S. and Riether, F., Feedback Control Systems with Mini-Drone Experiments, Aeroastro MIP. <http://peris.mit.edu/1630/video/slides.pdf>
40. Hua, M.D., Contributions to the Automatic Control of Aerial Vehicles, *Automat. Univers. Nice Sophia Antipolis*, 2009. <https://tel.archives-ouvertes.fr/tel-00460801v1>

41. Utkin, V.I. and Poznyak, A.S., Adaptive, Sliding Mode Control with Application to Super-twist Algorithm: Equivalent Control Method, *Automatica*, 2013, vol. 49, no. 1, pp. 39–47.



# Додатки

**Апробація найбільш важливих теоретичних і практичних результатів  
дисертаційного дослідження.**

1. Нечипоренко О.М., Буренін А.Є. Надійність квадрокоптера // Гіротехнології та конструювання літальних апаратів: Тези доп. учасн. XXII наук.-техн. конф. студ. та молодих учених. – К.: ІВЦ “Видавництво «Політехніка»”, 2018. – С. 6-7.  
<https://pskla.kpi.ua/ua/publications/materials-of-conferences?download=332:hirotekhnolohii-navihatsiya-keruvannya-rukhom-ta-konstruyuvannya-aviatsiy-no-kosmichnoi-tekhniky-2018> .
2. Nechyporenko O., Burenin A. Ranking of the factors influencing the reliability of the quadcopter // Тези доповідей учасників XII міжнародної конференції студентів та молодих вчених 11 квітня 2019 р. «Інтелект, Інтеграція, Надійність». Київ-Варшава. – К.: ІВЦ “Видавництво «Політехніка»”, 2019. – С. 70-73.  
<https://skla.kpi.ua/ua/publications/materials-of-conferences?download=363:khii-mizhnarodna-konferentsiia-studentiv-ta-molodykh-vchenykh-intelligence-integration-reliability-2019> .
3. Нечипоренко О.М., Буренін А.Є. Надійність квадрокоптера // XII Міжнародна науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки»: Збірка доповідей. К: НТУУ «КПІ імені І. Сікорського», 2019 – С. 110-111.
4. Нечипоренко О.М., Буренін А.Є. Ранжування факторів впливу на надійність квадрокоптера та вдосконалення його системи автоматичного керування // Науково-технічна конференція викладачів, науковців, аспірантів та студентів, присвячена Дню Науки: Збірка доповідей. К: НТУУ «КПІ імені І. Сікорського», 2020 – С. 31-36.

<https://pskla.kpi.ua/en/publicationsen/materials-of-conferences?download=381:zbirnyk-tez-dopovidei-na-ntk-do-dnia-nauky-2020> .

5. Nechyporenko O., Burenin A. Increasing the quadcopter reliability by improving its automatic control system // Intelligence. Integration. Reliability XIII international students and young scientists conference 9h December 2020. K: НТУУ «КПІ імені І. Сікорського», 2020 – С. 4.